

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

UNIVERSITE DE BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE
DEPARTEMENT PROPULSION



THEME : ETUDE DU SYSTEME DE CONTRÔLE
DU MOTEUR CFM56-7B



1 - 2 - 3

2
3
4
TO
↓
22

Proposé par :
GUELATI KARIM
EL AICHI TOUFIK

Réalisé par :
NADJET SELLAM
NAWEL HAMDIKENE

Session 2000/2001

remerciements

- ❖ Nous remercions, dieu tout puissant de nous avoir enrichies de volonte et de courage afin de donner ce fruit de longues années d'études.
- ❖ On profite de l'occurrence pour exprimer, notre profonde gratitude et sincère remerciement à FATEH qui nous a apporté un grand soutien et aide morale.
- ❖ On tient à exprimer nos vifs remerciements à notre promoteur Monsieur : <<GUELATI KARIM>> de nous avoir encadré, qui était à l'origine du sujet et qui nous a constamment guidé et orienté durant notre travail, ainsi que Monsieur, ABADA OMAR.
- ❖ Nous remercions aussi les membres du jury pour l'honneur qu'ils nous ont accordé, en acceptant de juger notre travail.
- ❖ Que tous ceux ou celles qui nous ont apporte soutien ou aide morale, trouve ici, l'expression de nos vives et sincères remerciements.

DEDICACE

Je dédie mon travail avant tout à mes chers parents :

- ❖ A ma très chère mère, que j'aime très fort, et qui je lui présente tout mes remerciements pour son sacrifice, ses conseil, son soutient et son encouragement.
- ❖ A mon père, pour sa sagesse et la valeur qui me donne.
- ❖ A ma grand-mère, avec toute l'affection et l'amour que je lui porte.
- ❖ A mes sœurs : LINDA, NADJET, SONIA, HANENE.
- ❖ A mes frères : LYES, ALI.
- ❖ A ma très chère binôme, copine et sœur<<NADJET>> à qui je souhaite une bonne réussite, que dieu prolongera notre amitié à vie.
- ❖ FATEH, je vous remercie pour tout se que tu a fait pour nous.
- ❖ A mes chères copines : NAIMA ,HOURIA , GHADA ,ASSIA ,NAIMA , SALIMA et SAMIA .
- ❖ A toute ma promotion.
- ❖ A tous ceux qui me sont chères.

- NAWEL HAMDIKENE-

Sommaire

<i>TITRE</i>	<i>PAGES</i>
Introduction.....	01
Chapitre I : Historique	
I-1 Historique d'Air Algérie.....	02
I-1 Historique du CEM.....	06
Chapitre II: Description du Moteur CFM56 -7B	
II-1-Généralité.....	09
II-2 –Caractéristique du Moteur	10
III-3-Description du Moteur.....	10
II-4-Boite d'engrenage des accessoires	12
II-5-Accessoires d'entraînement.....	13
II-6-Paliers et roulements moteur	16
II-7-Système d'inverseurs de poussée.....	16
II-8-Station Aérodynamique du Moteur.....	19
II-9-Système FADEC.....	21
II-9-2-Unité de centrale Electronic	22
II-9-3-Dispositif de régulation Moteur	24
II-10-Présentation des circuits	31
Chapitre III- Système de contrôle CFM56-7B	
III-1-Généralité.....	54
III-2-Paramètre fournis par la EEC.....	54
III-3-Indications.....	58
3-1-Capteurs.....	58

3-2-TACH YMETRES.....	63
3-3-Vibrations.....	66
3-4-Température des gaz d'échappement.....	66
3-5-Débinètre.....	70
III-4-Indication Moteur.....	72
III-4-Indication du Système d'huile.....	72
4-2-Localisation des composants du système d'indication.....	73
III-5-Indication du COCKPIT.....	81
Chapitre IV-Maintenance	
IV-Définition de la Maintenance.....	87
IV-4-Les contrôles non-destructifs.....	90
IV-5-Les documents de Maintenance.....	90
IV-6-Différents types de pannes	100

GLOSSAIRE

AGB	: Boite de commande d'accessoire.
APU	: Unité de puissance auxiliaire.
CDS	: Système de visualisation commune.
CDU	: Boite de commande et d'affichage.
DOD	: Dégât causé par un phénomène naturel.
EEC	: Système de régulation électronique numérique à pleine autorité.
EICAS	: Système de contrôle des paramètres moteurs et d'alerte équipage.
EGT	: Température de sortie des gaz d'échappement.
FOD	: Dégât causé par des corps étranger.
HMU	: Dispositif de régulation du moteur.
HPT	: Turbine haute pression.
HPTCC	: Contrôle de jeux HPT.
LPT	: Turbine basse pression.
LPTCC	: Contrôle de jeux LPT.
N1	: Vitesse de rotation de l'attelage basse pression.
N2	: Vitesse de rotation de l'attelage haute pression.
VBV	: Vanne de décharge.
VSV	: Stator à calage variable.

INTRODUCTION

Notre étude a porté sur le système de contrôle du réacteur CFM 56-7B.
Le plan de travail comporte quatre chapitres :

- **CHAPITRE I** : Il traite l'historique d'air Algérie et l'histoire de l'affirmé CFM.
- **CHAPITRE II** : Ce chapitre concerne la description du réacteur **CFM56-7B** à savoir les différents modules, composants et les différents circuits du réacteur (carburant, graissage, démarrage et d'air).
- **CHAPITRE III** : Ce chapitre traite le système de contrôle du réacteur **CFM56-7B** à savoir le circuit d'indication (tachymètre **N1**, tachymètre **N2**, température des gaz d'échappement **EGT**, mesure du débit carburant **FF**, température d'huile, quantité d'huile, pression d'huile vibration). Le système d'unité électronique d'écran (DEU).
- **CHAPITRE IV** : Ce chapitre traite la maintenance du système de contrôle du moteur CFM56-7B.

Le système de surveillance et de contrôle du réacteur CFM56-7B a été amélioré, c'est donc un système très sophistiqué.

Chapitre I

HISTORIQUE

I-1 HISTORIQUE D'AIR ALGERIE :

La compagnie Air Algérie a été créée en 1974 pour l'exploitation du réseau de lignes aériennes entre l'Algérie et la France.

Ce même réseau était desservi par la société Air transport, dont les lignes s'étendaient jusqu'à l'ex-Afrique Occidentale Française.

En **1953**, à la suite de la fusion de ces deux organismes, la compagnie Générale de Transport Aérien (Air Algérie), entre en activité.

En **1963**, Air Algérie devient compagnie sous tutelle du Ministère des Transports.

I-2 EVOLUTION

1954 : Air Algérie transporte 100.000 passagers avec une flotte composée de (04) quatre avions conventionnels à piston Douglas DC4.

1956 : L'introduction des Lockheed << porte le nombre à (10) dix avions et le nombre de passagers transportés est de 230.000>>

1957 : Acquisition de deux autres DC4, ainsi que (02) deux NORD-ATLAS Cargo, Elle transporte 328.000 passagers et 4.500 tonnes de fret.

1959 : Mise en service de la première caravelle, avion équipé par des turboréacteurs.

1962 : A cette date la flotte se composait de :

- ❖ 04 Caravelles.
- ❖ 10 Douglas DC4.
- ❖ 03 Douglas DC3.

1966 : Algérianisation totale du personnel navigant commercial.

1968 : Les actions détenues par les sociétés étrangères sont rachetées, acquisition de (04) quatre Convair 440 et retrait des DC4 et DC3. .

1971 : Mise en service des premiers Super Jet Boeing ; La disponibilité du personnel navigant Algérien permettait la composition des premiers équipages entièrement Algériens.

1972 : Réalisation au sein des ateliers de maintenance de DAR-EL – BEIDA de la première grande visite sur un appareil de type caravelle.

1984 : Algerianisation du personnel navigant technique, 98% de personnel de conduite est composé de nationaux

B- COMPOSITION DE LA FLOTTE :

- ❖ 02 Airbus A310.
- ❖ 11 Boeing B727-200.
- ❖ 15 Boeing B737-200.
- ❖ 03 Boeing B767-200.
- ❖ 08 Fokker F 27 .
- ❖ 03 Hercules L130.
- ❖ 05 Boeing B737-800.

A partir de **1993**, La flotte actuelle se compose de :

A/Commercial :

Nombre	Marque	Type	Module
02	Airbus	A310	240 Passagers
03	Boeing	B767	240 Passagers
11	Boeing	B727-200	180 Passagers
14	Boeing	B737-200	120 Passagers
08	Fokker	F27	40 Passagers
05	Boeing	B737-800	163 Passagers

B/Cargo

Nombre	Marque	Type	Module
03	Hercule	L130	21 Tonnes
01	Boeing	B737	08 Tonnes

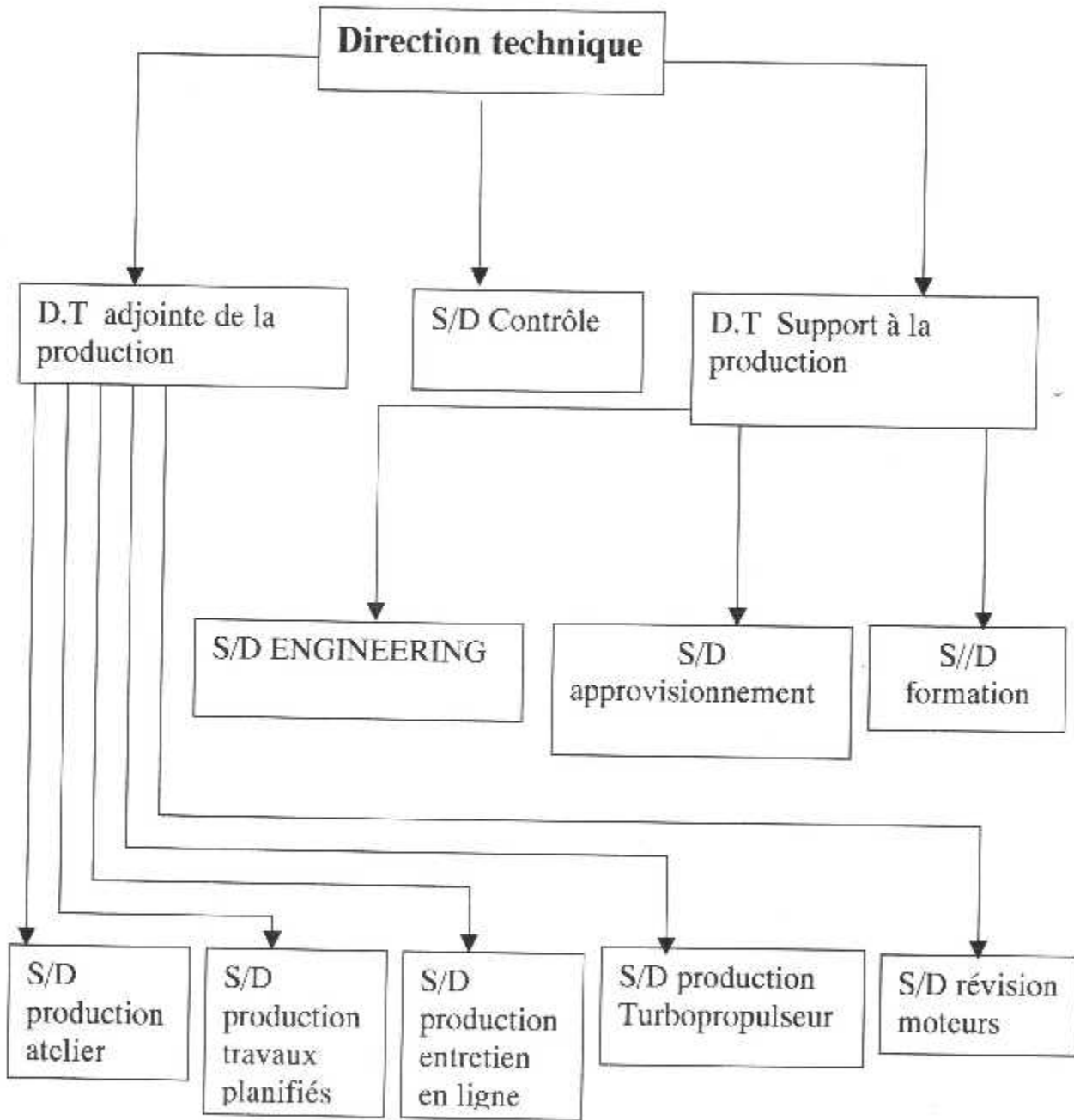
I-3-ORGANISATION DE LA DIRECTION TECHNIQUE :

La direction technique est chargée d'assurer la maintenance des appareils propres d'Air Algérie, ainsi que ceux qui lui sont confiés par les tiers étrangers.

Elle est organisée et structurée pour faire face au travail d'entretien, de réparation révision des équipements, accessoires et aéronefs.

Le personnel de maintenance est en majeure partie composée d'agents ayant un profil technique correspondant aux qualifications requises pour l'entretien des avions et de leurs équipements.

3-1 ORGANIGRAMME DE LA DIRECTION TECHNIQUE :



I-4-Historique du CFM

Avec 50% de part marché cumulé les dernières années, la famille CFM 56 confirme en 1999 la première place modale pour les avions de plus de 100 places. Dans le cadre de leur filiale commune, CEM international, SNECMA & Général électrique conçoivent, fabriquent et commercialisent les moteurs CFM 56 pour préparer l'avenir et satisfaire les futures besoins de marché. Les deux partenaires se sont engagés dans un important programme de développement technologique TECH 56 par ailleurs SNECMA poursuit le développement de sont activité dans le domaine des moteurs de forte poussé.

Dans le monde volant quotidiennement 4000 avions sont équipées de CEM 56. Ils effectuent un décollage toutes les cinq (5) secondes. Les CFM 56 évocations civile, équipent les AIR BUS de famille A320 ,A340 , et les différentes versions de BOEING 737 dans le domaine de l'aviation commerciale. CFMI motorise aujourd'hui les avions de près de 300 opérateurs ,cependant le CFM 56 présente de nombreuse applications militaire:US AIR FORCE Boeing 135/Boeing E 6 AWACS ainsi que l'armée de l'air équipant des avions de même type.

Avec 1080 CFM 56, produits, 1999 est une année records 25 ans après la création du CFMI, c'est également l'année de la livraison de 10000 CFM 56, enfin le niveau de prise de commandes est resté son tenue avec 986 unités tous modèles confondus, l'année a été favorable aux vente de quadriréacteurs A340-300 équipant des CFM 56 5C .

Après avoir produit 1987 avions et fort du succès de sa famille 737 next génération, Boeing a finalement interrompu la production de son Best-Seller Toutes catégories, le "737 Classic " équipé de moteur CFM 56-3 sur ce programme, CFMI a produit 3975 moteurs, l'équivalent d'environ de 300 moteurs,l'équivalent d'environ de 300 moteurs supplémentaire sera nécessaire pour soutenir la flotte sur les 15 ans avenir.

Dans le domaine de l'environnement ,la nouvelle technologie de chambre de combustion à double tête DAC (Double Annuler Combustor) qui permet une réduction importante des émissions polluantes d'oxydes d'azote , a été adopté par Landa Air pour ses " 737 next génération. Elle est proposée en option sur les CFM 56 -5B ET 7 B et équipent déjà les avions de SWISS AIR, AUSTRIAN AIR LINES et SAS.

Chapitre II

DESCRIPTION DU MOTEUR

CFM56-7B

ETUDE DESCRIPTIVE & PRESENTATION DU CFM 56-7B :

II-1) Généralités :

Le CFM 56 est un moteur (engin) qui a été développé à partir d'un programme qui date de 1974, issue d'une fusion d'une société occupant une place importante à l'échelle internationale (mondiale).

Donc, le CFM 56, est issue de la coopération de deux sociétés SNECMA-GENERAL ELECTRIC. SNECMA étant une société nationale d'étude & construction de moteur aéronautique, qui tient 50 % de projet, et l'autre 50 % est effectuée par GE ou la nomination du CF moteur est un acronyme qui est issue de son appellation suite à son moteur CF 6 (COMPRESOR FAN).

CFM : Compressor Fan Motor

SNECMA

FAN

GB (gear box)

LPT (turbine basse pression)

HPC (compresseur haut pression)

GENERAL ELECTRIC

Corps

HPT (turbine haute pression)

C-C (chambre de combustion)

Ce moteur occupe une position commerciale très sûre dans le marché d'aéronautique, il équipe les avions B 737, série 600-700-800-900 BBJ (Boeing Jet).

II-2 CARACTERISTIQUE DU MOTEUR :

- ❖ ModèleCFM56-7B
- ❖ Poussée18000 à 27300 Pounds
- ❖ Diamètre du Fan 61 Inch (1,55 mètres)
- ❖ Poids du moteur à vide5257 Pounds (2358Kg)
- ❖ Masse de la nacelle complète
- ❖ (Moteur + Capots) 3300 Kg.
- ❖ Longueur 2,50 mètres.
- ❖ Mach0,8
- ❖ N1 max 5380 RPM (104%)
- ❖ N2 max 15183 RPM (105%)
- ❖ Taux de compression32
- ❖ Débit d'air au décollage385 Kg/h
- ❖ Vitesse moyenne d'éjection
- ❖ Des gaz (décollage)295 m/s
- ❖ Consommation spécifique 0,59 à 35kft.
- ❖ (0,59 Kg de carburant par kgf de poussée et par heure).
- ❖ Taux de dilution 5,6
- ❖ Générateur électrique 90 Kva
- ❖ Hydraulique3000 psi à 34 gallons/min
- ❖ Pneumatique limité à 3000 psi et 390 à 440 f
degrés.
- ❖ Limite de démarrage de l'EGT725° C
- ❖ EGT max950° C

II-3) Description du Moteur CFM 56-7B :Fig 1

Le moteur CFM 56- 7B est un gros moteur à double flux, double corps , double compresseurs (**HP & BP**) et double chambre de combustion pour le système 'DAC' qui est composé des modules suivants :

- ❖ Compresseur basse pression (**CBP**).
- ❖ Compresseur haute pression (**CHP**).

- ❖ Chambre de combustion (C-C).
- ❖ Turbine haute pression (THP).
- ❖ Turbine basse pression (TBP)
- ❖ Boite d'engrenage des accessoires (AGB)

Le CBP et TBP, sont sur le même arbre basse pression (N1), d'ou le CHP et THP sont également sur l'arbre haute pression (N2).

3-1 Compresseur basse pression (CBP) :

La soufflante et le propulseur est un compresseur à 4 étages, le fan accélère la vitesse de l'air, un splitte divise l'air en deux parties, le flux en air primaire et secondaire.

L'écoulement primaire va au niveau du corps de l'engin (noyau du moteur), après avoir entraîné le propulseur (compresseur basse pression), pour augmenter sa pression et l'envoyer vers le CHP (compresseur haute pression).

Le secondaire entre dans les approvisionnements du conduit du fan (tuyère du fan), ce dernier fournit approvisionnement 80 % de poussé pendant le démarrage.

3-2 Compresseur haute pression (CHP) :

C'est un compresseur constitué de neuf (09) étages, il augmente la pression de l'air provenant du CBP et l'envoi vers la chambre de combustion, il assure également de l'air purgé pour le système pneumatique de l'avion et le système d'air moteur (VBV, VSV).

VBV : Variable bleed valve \Rightarrow vanne de décharge

VSV : Variable stator valve \Rightarrow stator à calage variable.

3-3 Chambre de Combustion (CC) :

A ce niveau l'air provenant du compresseur haut pression est mélangé avec du carburant vaporisé. Ce mélange fut brûlé et génère des gaz chauds qui se dirige vers le module THP.

3-4 Turbine Haute Pression (THP) :

Un seul étage effectue la transformation de l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique. Cette dernière est utilisée par la turbine HP pour

entraîner le compresseur haut pression (CHP), et le rotor des commandes d'accessoires.

3-5 Turbine Basse Pression (TBP) :

C'est une turbine à 04 étages, elle transforme l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique, qui sert pour entraîner les soufflantes (FAN) et le propulseur.

II-4 BOITE D'ENGRENAGE DES ACCESSOIRES (AGB) : Fig 2

Le module AGB est dans le côté gauche du moteur sur le carter entrée Fan. Ces unités remplaçables et les portes de service suivantes sont associées au module AGB et elles sont localisées sur la face avant :

- ❖ Joints magnifiques
- ❖ Joints sealol
- ❖ Alternateurs EFC
- ❖ Démarreur pneumatique
- ❖ Coussinets de ventilation manuelle
- ❖ Pompe hydraulique
- ❖ IDG

Le coussinet de ventilation manuelle est utilisé pour tourner le rotor N2 lors de l'inspection boroscopique.

Les unités remplaçables et les portes service suivantes sont au module AGB et sont localisées sur la face arrière de l'AGB :

- ❖ Joints magnétiques
- ❖ Joints sealol
- ❖ HMU
- ❖ Pompe carburant
- ❖ Pompe lubrification
- ❖ Echangeur principal huile /carburant
- ❖ Servo réchauffeur carburant

La AGB envoie un couple du rotor N1 vers la IGB et la TGB pour faire tourner les accessoires du moteur et de l'avion.

II-5 ACCESSOIRE D'ENTRAÎNEMENT :

Il se décompose de :

- ❖ Boite à engrenage d'entrée (IGB)
- ❖ Arbre d'entraînement radial (RDS)
- ❖ Boite à engrenage de transfert (TGB)
- ❖ Arbre d'entraînement horizontal (HDS)
- ❖ Boite à engrenage d'accessoire (AGB)

L'arbre N2 entraîne la AGB à travers les arbres et boites à engrenage suivantes :

- ❖ Boite à engrenage d'entrée (IGB)
- ❖ Arbre d'entraînement radial (RDS)
- ❖ Boite à engrenage de transfert (TGB)
- ❖ Arbre d'entraînement horizontal (HDS)

La AGB fait fonctionner les accessoires avions et les accessoires moteur.

13.



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

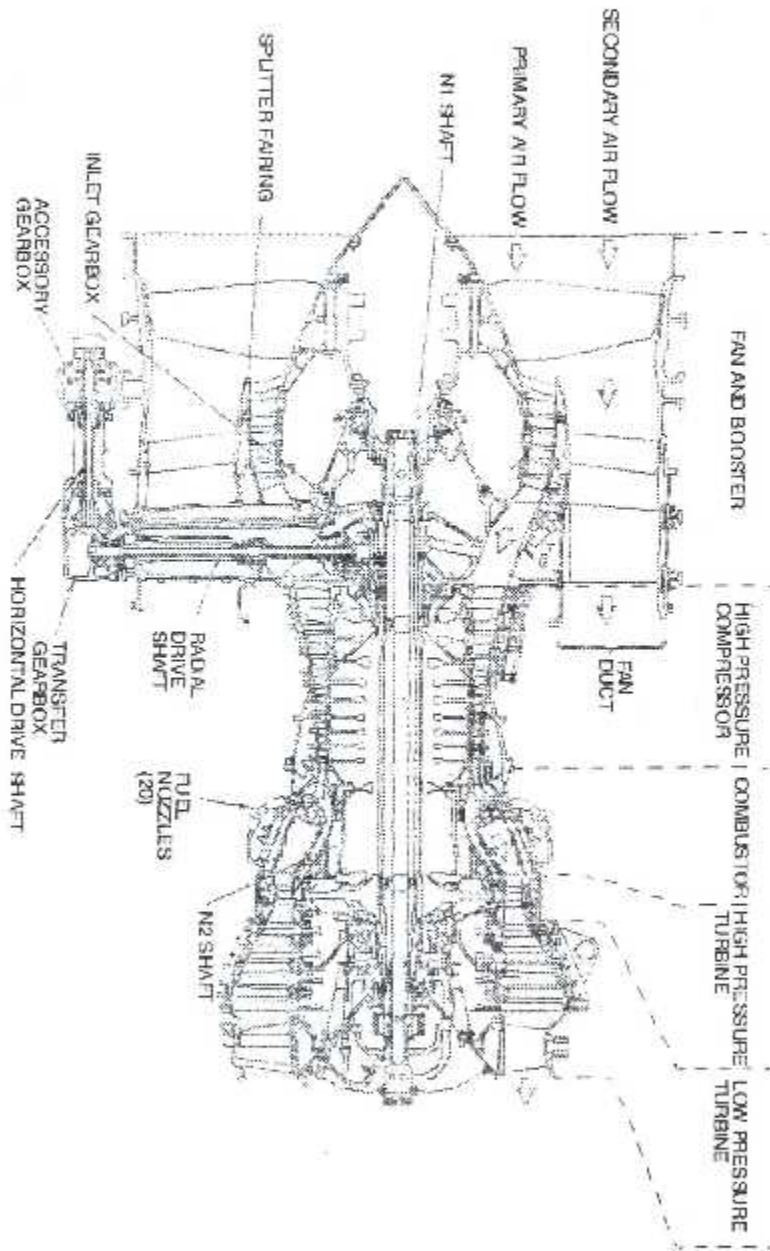


Fig 1

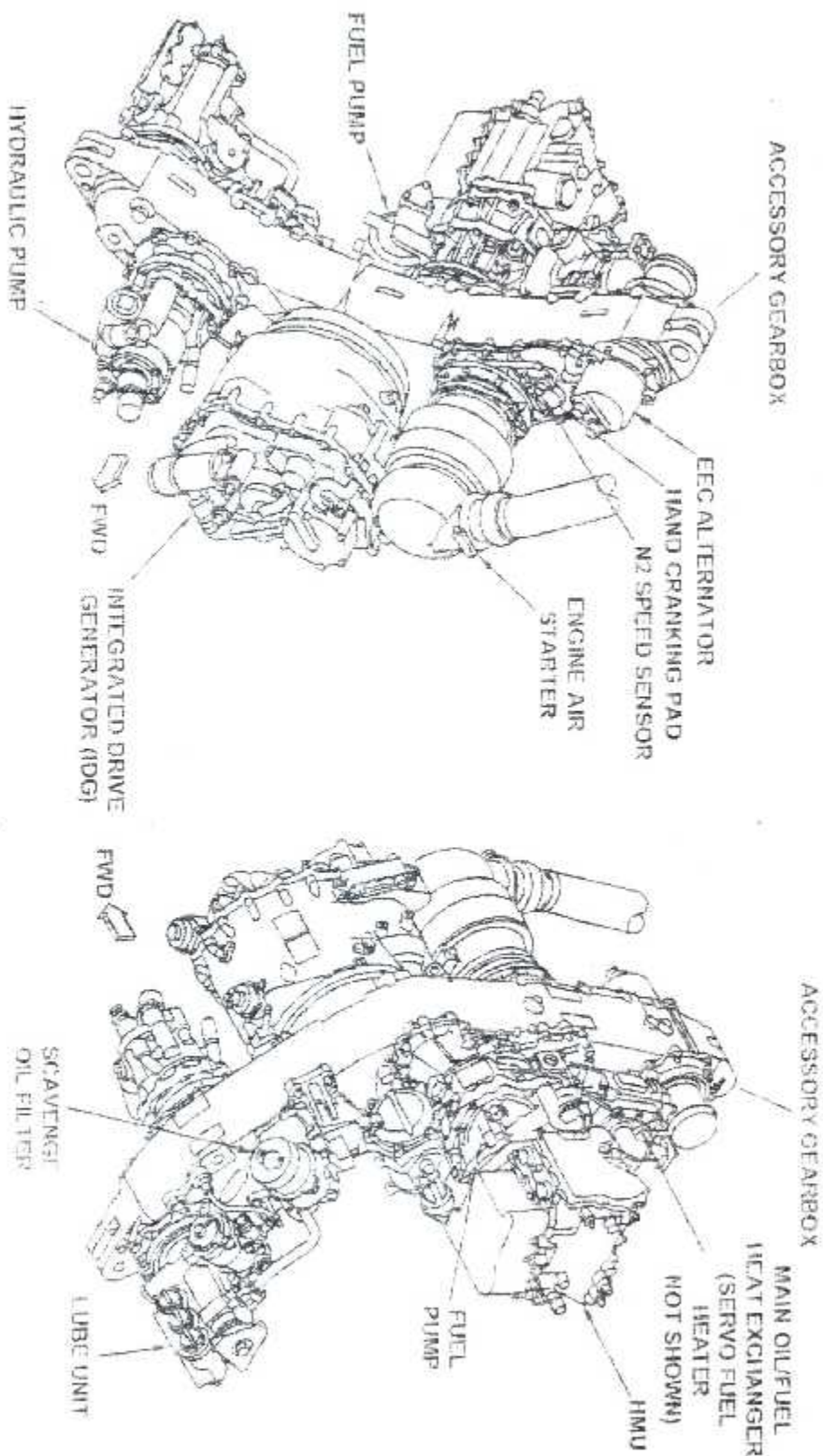
ENGINE - GENERAL DESCRIPTION

627613M1,TF



CFM56-7B

TRAINING MANUAL



ACCESSORY GEARBOX (AGB) MODULE

Fig 2

II-6 PALIERS ET ROULEMENTS MOTEUR :Fig 3

Il y a deux (02) paliers pour le moteur :

- ❖ Palier avant
- ❖ Palier arrière

Cinq (05) roulements principaux (deux à bille et trois à galets) sont contenus dans le palier avant (roulement 1B, 2R, 3B et R) et palier arrière (roulement 4R et 5R).

Cinq roulements moteur principaux supportent les arbres N1 et N2. Les roulements sont identifiés par des numéros allant de 1 à 5.

Les roulements à billes absorbent les charges axiales et radiales de l'arbre. Les roulements à galets absorbent seulement les charges radiales .

- ❖ Roulement à bille No 1 et roulement à galets No 2 supportent l'arbre Fan
- ❖ Roulement à bille No 3 et roulement à galets No 3 supportent l'arbre HPC dans l'extrémité avant est localisé dans l'IGB.
- ❖ Roulement à galets No 4 supporte l'arrière de l'arbre rotor HPT et roulement à galets No 5 supportent l'arrière de l'arbre LPT.

II-7 SYSTEME D'INVERSEURS DE POUSSEE (T/R) :

Le système d'inverseurs de poussée T/R change la direction de l'air éjecté par le Fan pour aider à la création d'une poussée inverse. L'équipage utilise la poussée inverse pour ralentir l'avion après l'atterrissage ou durant un décollage annulé (RTO).

La direction du flux des gazes de turbine ne change pas durant l'inversion de poussée .

14

Le système T/R a un système de contrôle électro-hydraulique et un système d'indication.

Le système T/R a deux inverseurs de poussée :

- ❖ T/R 1 est l'inverseur de poussée du moteur 1 (gauche)
- ❖ T/R 2 est l'inverseur de poussée du moteur 2 (droite)

Chaque T/R a un coté droit et un coté gauche. Chaque coté a des manches translantes qui translatent vers l'arrière (position déployée) pour inverser la poussée. Chaque manche travail indépendamment l'une de l'autre .

L'air éjecté par le Fan sort radialement et vers l'avant quand les manches translantes sont dans la position déployée.

Quatre (04) charnières attachent chaque coté du T/R au mat . On doit désactiver l'inverseur de poussée avant d'ouvrir un coté du T/R six (06) sangles dans le bas des deux cotés les gardent ensemble.

Les composants suivants constituent un coté de l'inverseur de poussée :

- ❖ Manches translantes.
- ❖ Volets déflecteurs type Krueger (coté interne).
- ❖ Porte de bouchage.
- ❖ Barres d'entraînement des portes de bouchage.
- ❖ Activateur d'ouverture.
- ❖ Sangle de tension .
- ❖ Cloison coupe feu.
- ❖ Portières d'accès .



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

MAIN ENGINE BEARINGS AND SUMPS

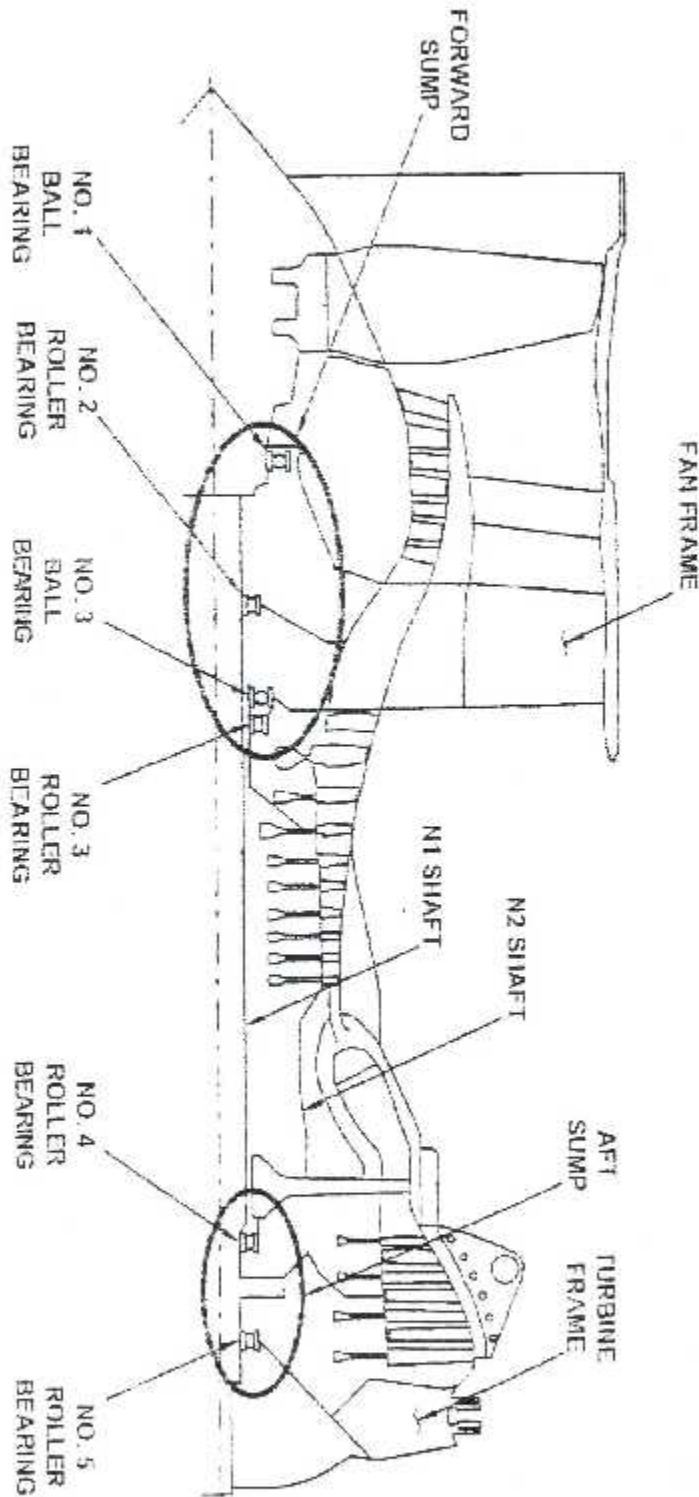


Fig 3

II-8 STATION AERODYNAMIQUE DU MOTEUR :Fig 4

Il y a des capteurs et des sondes aux cinq (05) stations aérodynamiques sur le CFM 56-7B :

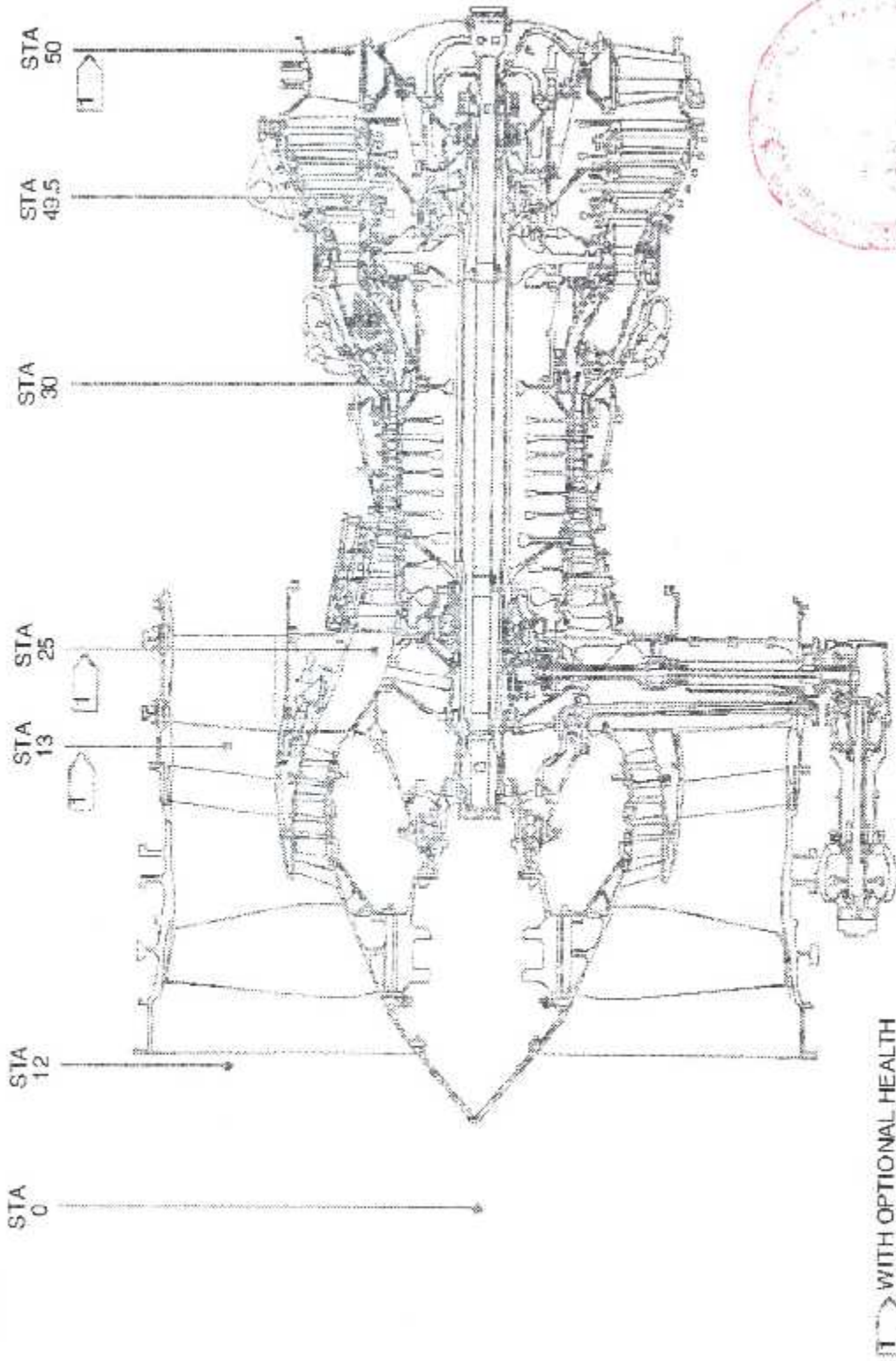
- ❖ Station 0 : air ambiant
- ❖ Station 12 : entrée fan
- ❖ Station 25 : température d'entrée HPC
- ❖ Station 30 : décharge HPC (pression sortie HPC)
- ❖ Station 49.5 : deuxième étage de la LPT

Si le moteur est équipé du kit de surveillance d'état optionnel, d'autres sondes sont à ces stations.

- ❖ Station 13 : décharge fan
- ❖ Station 25 : entrée HPC
- ❖ Station 50 : décharge LPT

TRAINING MANUAL

CFM56-7B



ENGINE AERODYNAMIC STATIONS

WITH OPTIONAL HEALTH MONITORING KIT

72-00-00-0-00

Fig 4



II-9 SYSTEME FADEC :

(Full Authority Digital Engine Control : système de régulation électronique numérique à pleine autorité du moteur).

Le système FADEC de chaque moteur consiste sur deux canaux de la EEC (unité de contrôle électronique) qui sont associés en périphérique ; cette dernière est l'ordinateur du système FADEC , elle est située sur le moteur en position 4 : 00. Il commande le moteur d'après l'équipage ou du système de commande automatique de la poussée (Automanette) dans toute la gamme de régime autorisé de la poussée surveillance continue du fonctionnement du moteur en empêchant le franchissement des limites calculées.

Le FADEC exécute les opérations de service suivantes :

- **Contrôle de moteur :**
 - ❖ Contrôle de régulation carburant.
 - ❖ Contrôle de gestion de puissance .
 - ❖ Contrôle de la valve de démarrage du brûleur (BSV).
 - ❖ Contrôle de la valve de retour carburant (FRV)
 - ❖ Vanne de décharge (VBV)
 - ❖ Stator à calage variable (VSV)
 - ❖ Dispositif de purge actif de contrôle et de jeux rotor(RACSB).
 - ❖ Contrôle actif de jeux turbine haute pression (HPTACC)
 - ❖ Contrôle actif de jeux turbine basse pression (LPTACC)

- **Intégration de moteur / avion**
 - ❖ Mise en marche automatique et manuelle.
 - ❖ Contrôle renversé de poussée.
 - ❖ La auto poussée.
 - ❖ Indication de moteur.
 - ❖ Données d'entretien de moteur
 - ❖ Condition de données de surveillance.

9-1 CONSTITUTION DU SYSTEME FADEC :

1-Un arbre incliné relie la prise de mouvement à la boîte de transfert GEAR-BOX (T.GB).

2-Un arbre horizontal relie la boîte de transfert GEAR-BOX au boîtier des accessoires.

3-Le boîtier des accessoires est fixé à la partie inférieure du carter compresseur haute pression .

4-Les différents accessoires entraînés par la GEAR-BOX

Ces accessoires sont divisés en deux parties :

- ***SUR LA FACE AMONT :***

- ❖ Une pompe refoulement et (05) pompes de récupération d'huile.
- ❖ Un régulateur carburant "H.M.U "
- ❖ Une pompe hydraulique de l'arbre N2 "haute pression"
- ❖ Un alternateur pour alimenter le "EEC"

- ***SUR LA FACE AVALE :***

- ❖ Une pompe à carburant "haute pression"
- ❖ Un démarreur électrique.
- ❖ Un alternateur "qui produit l'électricité (I.D.G) "

9-2 UNITE DE CONTROLE ELECTRONIQUE (EEC) :

La EEC est alimentée en 28 volts continue à partir de réseau avion quand le moteur ne tourne pas ou que sa vitesse est encore faible, au démarrage (N2 inférieur à 12%), et par son alternateur triphasé qui lui est propre dès que le moteur tourne à plus de 15% de N2 nominal. Au sol, 5 minutes après l'arrêt du moteur, l'alimentation avion est automatiquement coupée pour éviter des heures inutiles de fonctionnement de la EEC. Cette dernière reçoit aussi une alimentation en 115 alternatifs pour les circuits d'allumages.

- **Connexions moteur :**
 - ❖ fiche d'identification
 - ❖ unité hydromécanique (HMU)
 - ❖ système de contrôle d'air moteur
 - ❖ capteur moteur
 - ❖ système contrôle carburant
 - ❖ alternateur EEC
 - ❖ système d'allumage

- **connexions avion :**
 - ❖ système d'écrans commun (CDS)
 - ❖ unité électronique d'écrans (DEUS)
 - ❖ calculateur d'automanette
 - ❖ calculateur de gestion de vol (FMC)
 - ❖ levier de démarrage
 - ❖ indication moteur et carburant
 - ❖ unité d'acquisition des données de vol (FDAU)
 - ❖ unité de référence inertielle des données air (ADIRU)
 - ❖ interrupteur anti – incendie
 - ❖ manette de poussée
 - ❖ inverseurs de poussée
 - ❖ bus de transfert

La EEC reçoit les informations pour calculer un signal de commande logique du canal **A** et du canal **B** puis envoie le signal de contrôle pour faire fonctionner le moteur.

Chaque canal **A** ou **B** peut contrôler le fonctionnement du moteur. Un canal est actif quand l'autre est en stand-by . La EEC peut permuter canal à travers le lien de données de canaux croisés (CCDL).

Des signaux commandes de contrôle vont à travers des connecteurs électriques aux systèmes de contrôle moteur.

L'unité de contrôle électronique réacteur (EEC) assure les fonctions suivantes :

- ❖ Contrôle de la poussée réacteur.
- ❖ Contrôle du débit d'air du compresseur
- ❖ Refroidissement des accessoires réacteur.
- ❖ Refroidissement des carters turbine «haute ou basse pression »
- ❖ La protection des paramètres limités
- ❖ Le système de test incorporé à l'équipement (BITE).
- ❖ La détection des pannes
- ❖ Les indications des pannes
- ❖ Les indications statuts réacteur.
- ❖ Le contrôle du circuit renversé
- ❖ Le contrôle du circuit démarrage.

REMARQUE

L'unité de contrôle électronique réacteur (EEC) à deux (02) modes de fonctionnement :

- ❖ Le mode contrôle
- ❖ Le mode test

9-3 DISPOSITIF DE REGULATION MOTEUR (HMU) :

La HMU utilise la dose de carburant pour la combustion et la pression servo carburant pour l'exploitation des systèmes de moteur. Elle emploie aussi des commandes électriques d'entrée de la EEC ,et les convertit grâce à des moteurs-couple et des servo-vanne, en ordre hydraulique pour l'opération d'alimentation du carburant envoyé aux injecteurs et pour la commande des dispositifs anti-pompage et des vannes de contrôle actif des jeux .Elle reçoit également des commandes du levier de démarrage de l'avion et du commutateur (interrupteur) de poignée de feu pour contrôler quelques opérations d'écoulement de carburant.

- La vanne de dosage carburant (FMV) est commandée par un moteur-couple qui pilote un petit vérin. Le moteur-couple a deux bobines indépendantes, isolées électriquement, chacune recevant ses ordres d'un canal de la EEC. Le débit carburant varie

72-21-43-0131TW

ELECTRONIC ENGINE CONTROL ALTERNATOR

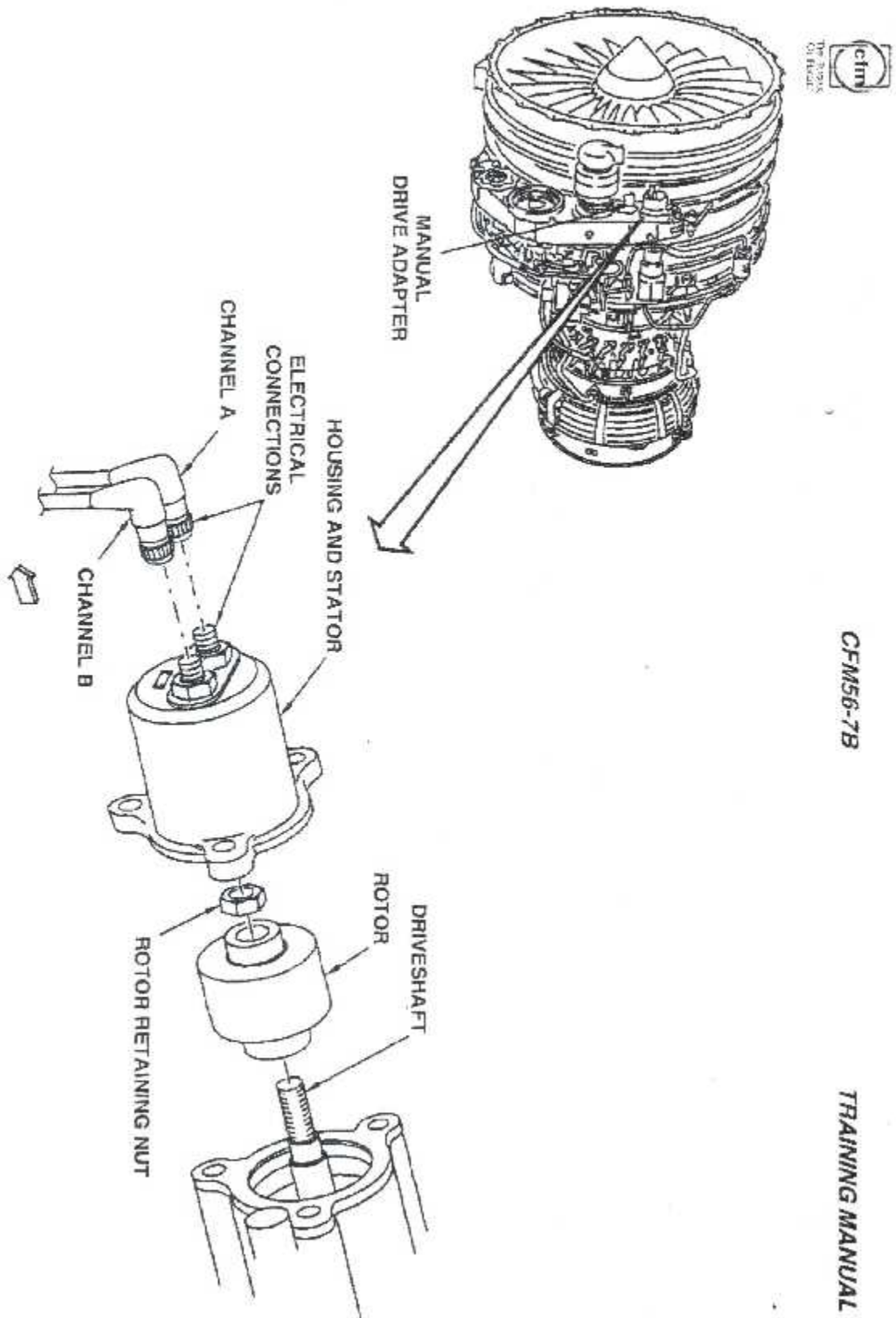


Fig 5

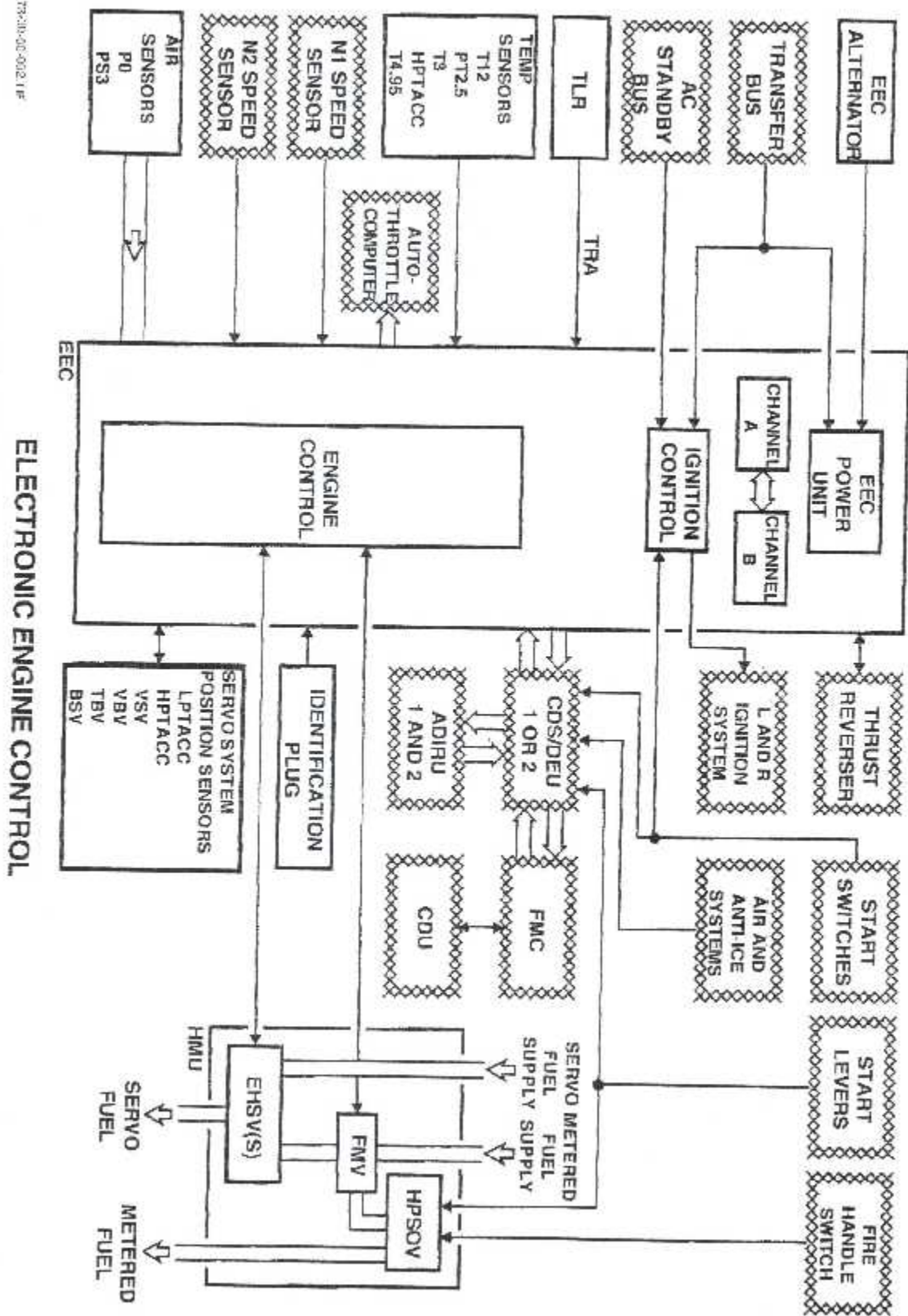
CFM56-7B

TRAINING MANUAL



CFM56-7B

TRAINING MANUAL



ELECTRONIC ENGINE CONTROL

Fig 6

78-318-00-002 1/F



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

73-21-00-07-1 (1)

ELECTRONIC ENGINE CONTROL (EEC)

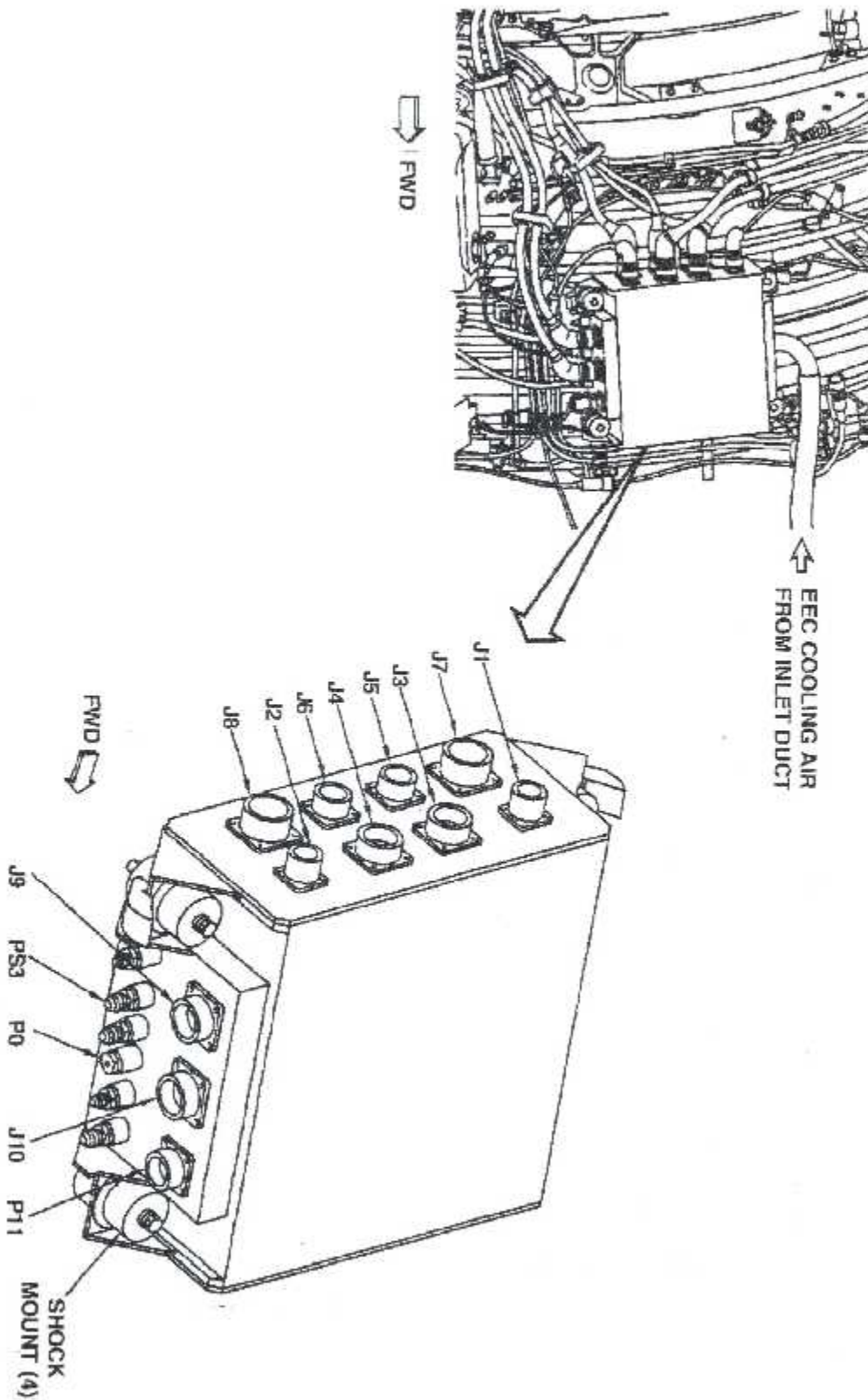
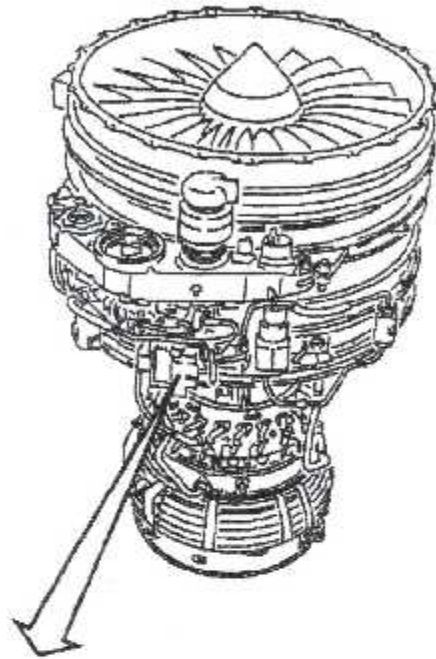


Fig 7

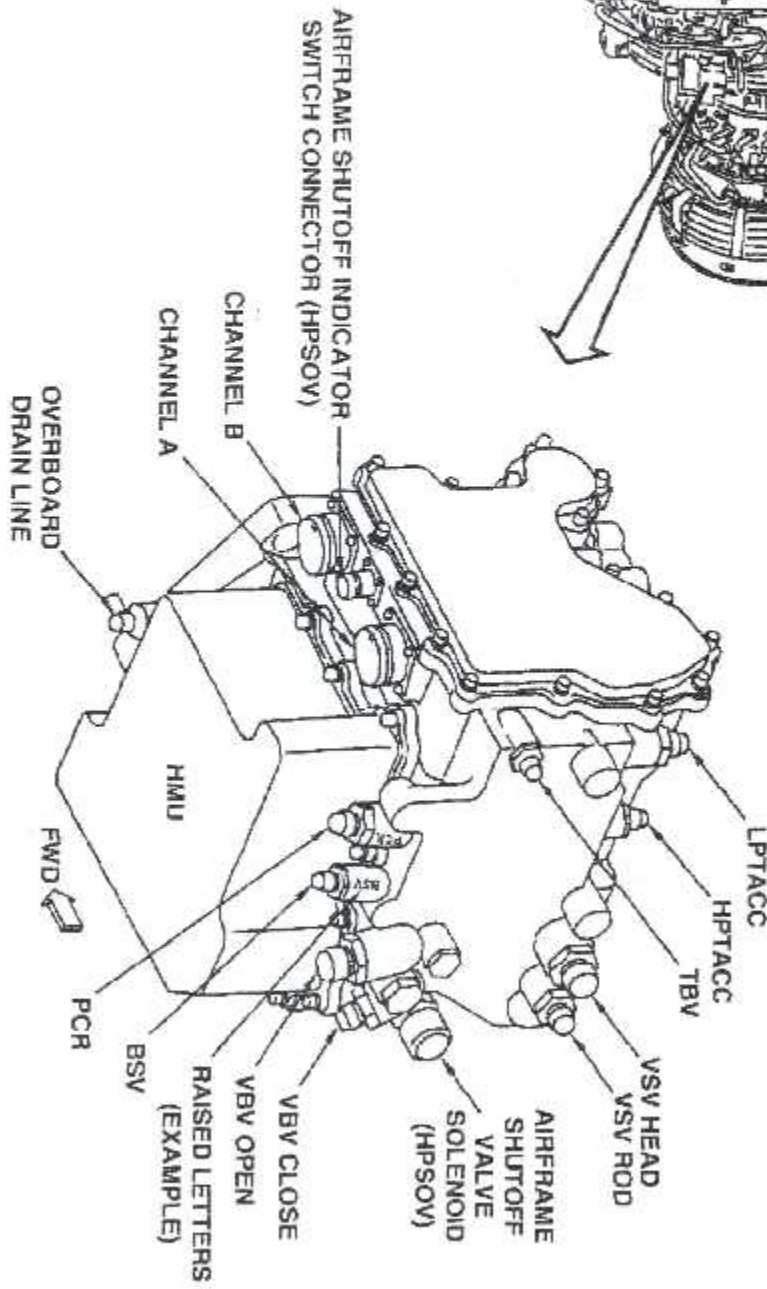
proportionnellement à la position de la vanne de dosage. Un dispositif compare les pressions à l'amont et à l'aval de la vanne et maintient leurs différences constantes en régulant la quantité de carburant envoyée vers la pompe BP et à la FRV. Des capteurs mesurent la position de la vanne FMV et transmettent ce "retour d'ordre" à la EEC pour boucler l'asservissement.

- Le HMU a cinq (05) moteurs-couples et vannes pilote associées qui régulent les signaux de commande hydraulique en débit et pression en fonction des ordres reçus de la EEC, à destination des moteurs et vérins de VBV et VSV, et des vannes de contrôle de jeux RACC, HPTTC. Chacun a deux (02) bobines indépendantes commandes respectivement par le canal A et le canal B de la EEC.
- La HMU inclut le robinet HP, qui est commandé par un solénoïde. Quand le solénoïde est excité, le robinet se ferme. Ceci est le cas lorsque le ENG MASTER LEVER (Lever principal du moteur) est mis sur OFF, ce qui commande aussi la fermeture de la vanne carburant BP.
- Le HMU comprend un régulateur mécanique à masselottes qui limite le débit carburant de façon à éviter que N2 ne dépasse 107,2%. Pour cela, le régulateur agit sur le dispositif à constante la différence de pression entre l'amont et l'aval de la FMV et dérive le carburant en excès vers le circuit BP de la pompe. Ce régulateur fournit donc une protection qui est indépendante de la EEC



CFM56-7B

TRAINING MANUAL



HYDROMECHANICAL UNIT

Fig 9

73-21-00-015,TR

II-10 PRESENTATION DES CIRCUITS :

10-1 CIRCUIT CARBURANT : (Fig 10)

GENERALITES

Le rôle du circuit carburant assure :

- ❖ L'alimentation des circuits hydrauliques de commande des dispositif anti-pompage, vanne de décharge et stator à calage variable.
- ❖ L'alimentation des injecteurs de la chambre de combustion.
- ❖ L'alimentation des circuits hydrauliques d'asservissement et de contrôle du régulateur principal de carburant (HMC) .
- ❖ Le refroidissement d'huile de graissage réacteur.
- ❖ Le refroidissement d'huile de graissage alternateur (IDG)
- ❖ L'alimentation des circuits hydrauliques de commandes des vannes de refroidissement des carters turbine haut et basse pression.

1-1 COMPOSITION DU CIRCUIT CARBURANT :

Le circuit carburant entièrement intégré dans la nacelle réacteur, il comprend :

- ❖ Une pompe carburant à haute pression.
- ❖ Un échangeur thermique principal (carburant/huile) réacteur.
- ❖ Un filtre principal.
- ❖ Un régulateur principal carburant (HMU).
- ❖ Un échangeur thermique secondaire (carburant / huile) de l'alternateur (IDG).
- ❖ Un servo fuel hester.
- ❖ Une rampe d'injecteur carburant .
- ❖ Un nombre d'injecteur (20) dans une chambre.



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

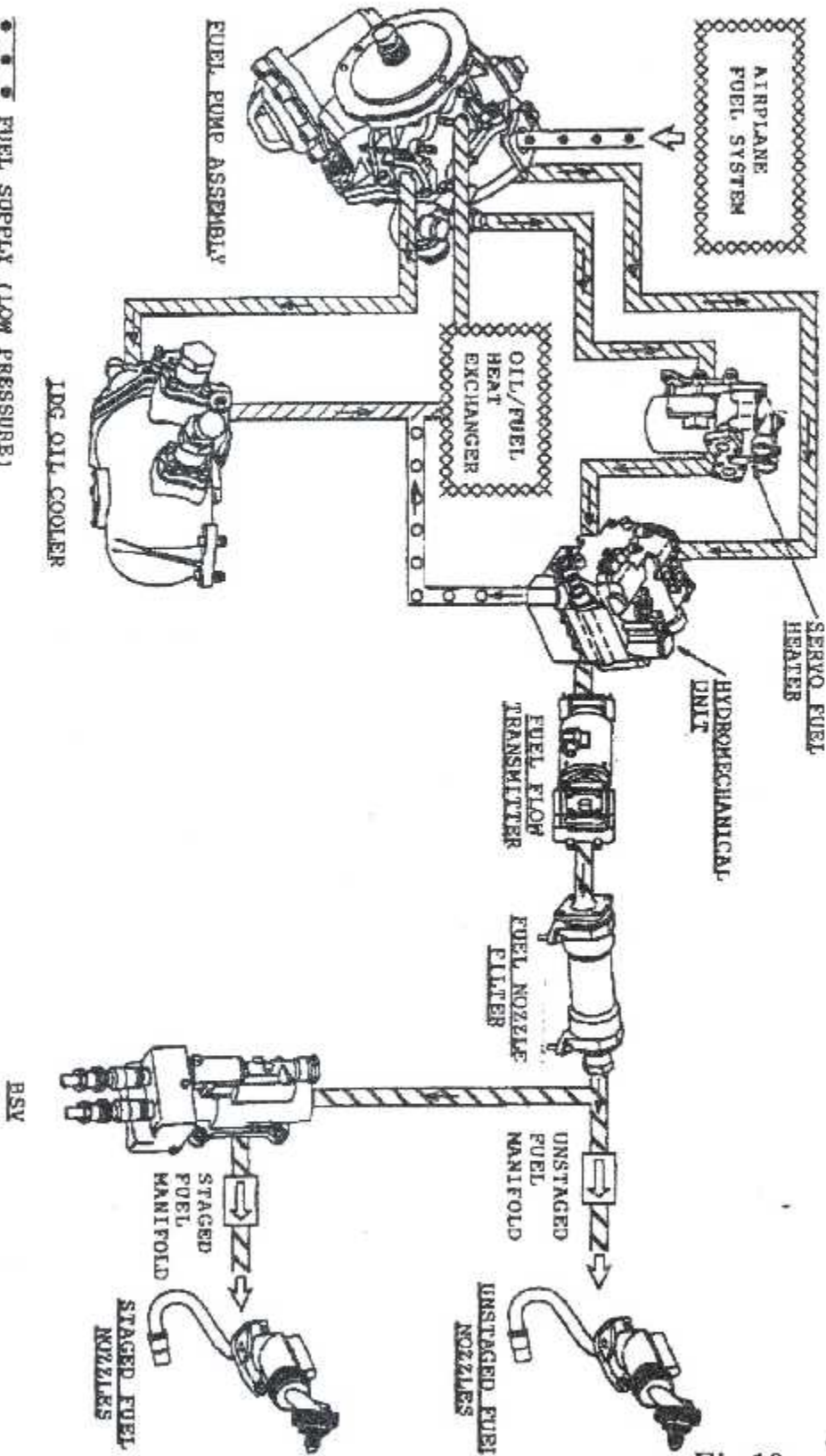


Fig 10

- FUEL SUPPLY (LOW PRESSURE)
- /// UNMETERED (HIGH PRESSURE)
- ZZZ METERED (HIGH PRESSURE)
- BYPASS (LOW PRESSURE)

FUEL DISTRIBUTION - GENERAL DESCRIPTION

1-2 CONTROLE DU CIRCUIT CARBURANT :

La surveillance du circuit carburant est réalisé à partir :

- ❖ D'un indicateur de débit carburant à la planche centrale pilote .
- ❖ Colmatage filtre carburant.
- ❖ D'une indication de pression carburant.
- ❖ Toutes ces indications apparaissent sur l'EICAS .

10-2 CIRCUIT DEMARRAGE :

2-1 DEMARRAGE REACTEUR :

Le circuit de démarrage réacteur utilise la pression du circuit de génération pneumatique de bord qui peut- être alimenté par :

- ❖ L'APU
 - ❖ Un des réacteurs sur avion déjà en fonctionnement.
 - ❖ Un ou deux groupes de parc pneumatiques (pression comprise entre 25 et 55 Psi).
- Le réacteur est équipé d'un démarreur pneumatique à turbine qui entraîne l'attelage pression, l'alimentation du démarreur est commandé par une vanne électro-pneumatique ;

2-2 ALLUMAGE REACTEUR :

Le dispositif d'allumage est utilisée pour provoquer l'inflammation du mélange air :carburant dans la chambre de combustion ou éviter l'extinction en cours de fonctionnement , l'ensemble est constitué par deux circuits (boites) identiques 1 et 2 indépendants.

2-3 CONTROLE DE DEMARRAGE :

Un sélecteur de démarrage "ENG START" permet la sélection du programme de fonctionnement du démarreur et des circuits d'allumage.

Il comprend cinq (05) position :

- ❖ ARRET ,
- ❖ AUTO ,
- ❖ SOL ,
- ❖ ALLUMAGE ,
- ❖ REALLUMAGE ,

Un sélecteur d'allumage à deux (02) positions :

- ❖ BOTH (deux boites d'allumage)
- ❖ SINGLE (une seule boite d'allumage).

10-3 CIRCUIT DE GRAISSAGE : (Fig 11)

GENERALITES :

Le circuit de graissage du réacteur **CFM-7B FADEC** assure :

- ❖ La lubrification par gicleurs de tous les roulements, pignons conneleurs du recteur du réacteur et des boîtiers de transmission .
- ❖ Le refroidissement des puisards et des boîtiers de transmission .
- ❖ Le drainage des impuretés vers les filtres.
- ❖ Le réchauffage du carburant .
- ❖ L'huile de lubrification utiliser pour le réacteur est **MOBIL JET OIL** cet huile doit répondre aux exigences suivantes :
- ❖ Pouvoir de lubrification élevé.
- ❖ Vinosité constante .
- ❖ Point d'éclair élevé.
- ❖ Point de congélation bas .
- ❖ Peu moussante .

3-1 COMPOSITION DU CIRCUIT DE GRAISSAGE :

Le circuit de graissage du réacteur comprend :

- ❖ Un réservoir
- ❖ Une pompe de pression d'huile.
- ❖ Cinq pompe de récupération d'huile.
- ❖ Six filtres à l'entrée des pompes de pression et de récupération.
- ❖ Un clapet d'isolement .
- ❖ Des bouchons magnétiques.

1-1 RESERVOIR (FIG 12)

Le réservoir d'huile a une capacité de 23,26 quarts. C'est un réservoir en aluminium protégé par une enveloppe protectrice anti-feu. IL comprend les éléments suivants :

- ❖ Un bouchons de remplissage sous pression.
- ❖ Un transmetteur de quantité d'huile.
- ❖ Une jauge d'indication de quantité d'huile(visuel).
- ❖ Visse de drainage.
- ❖ Remplissage par gravité.

Il est positionné à 3 : 00 dans la partie arrière du chasser fan.(aft loocking FWD).

On trouve aussi sur la partie supérieur du réservoir le séparateur d'huile qui enlève l'air continu.

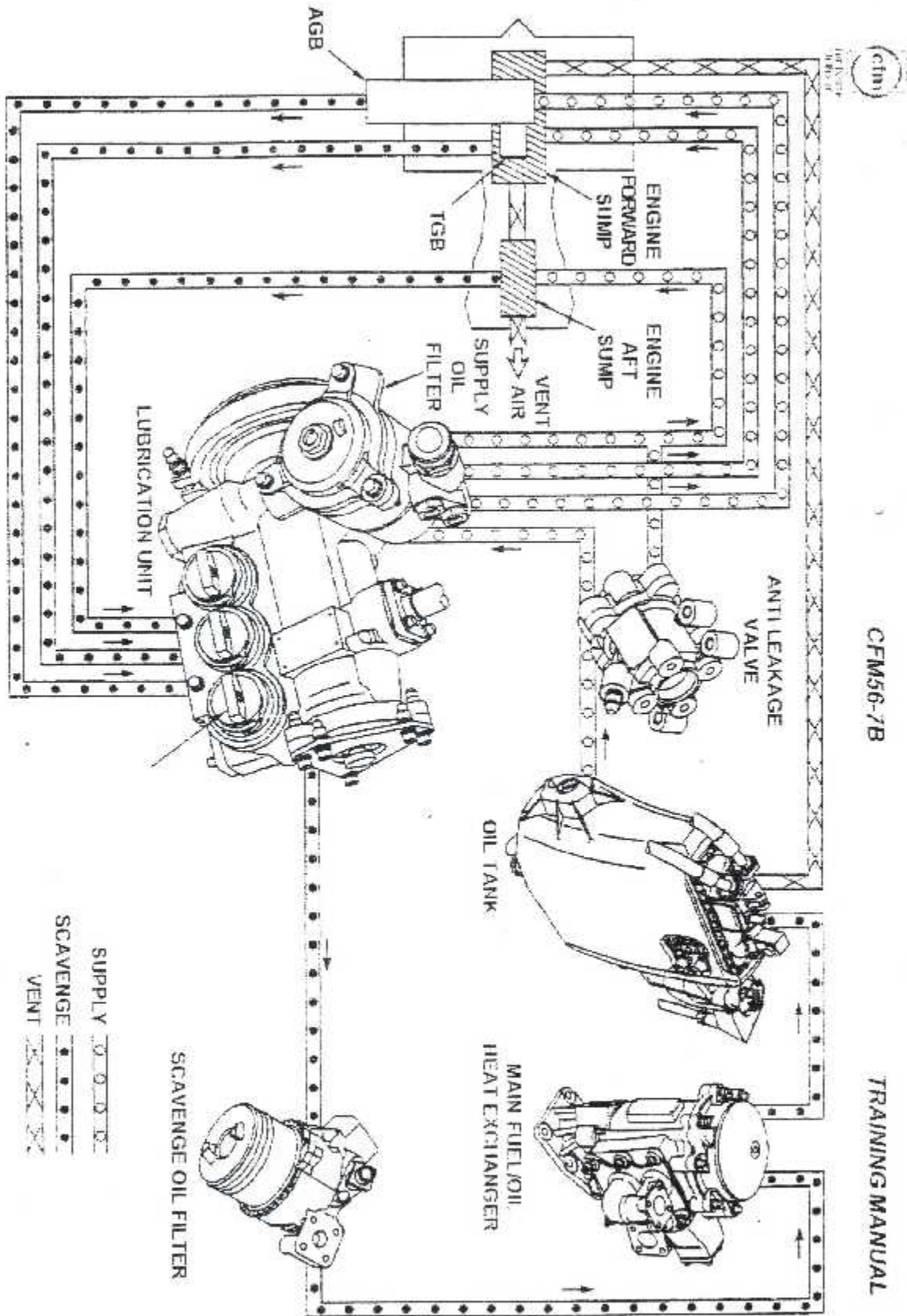
1-2 LES POMPES :

Les pompes hydrauliques sont des appareils conçus pour transformer l'énergie mécanique en énergie hydraulique .

Elles sont constituées de :

- ❖ Une pompe de pression d'huile.
- ❖ Cinq pompes de récupération d'huile.

99 20 01 100 7B



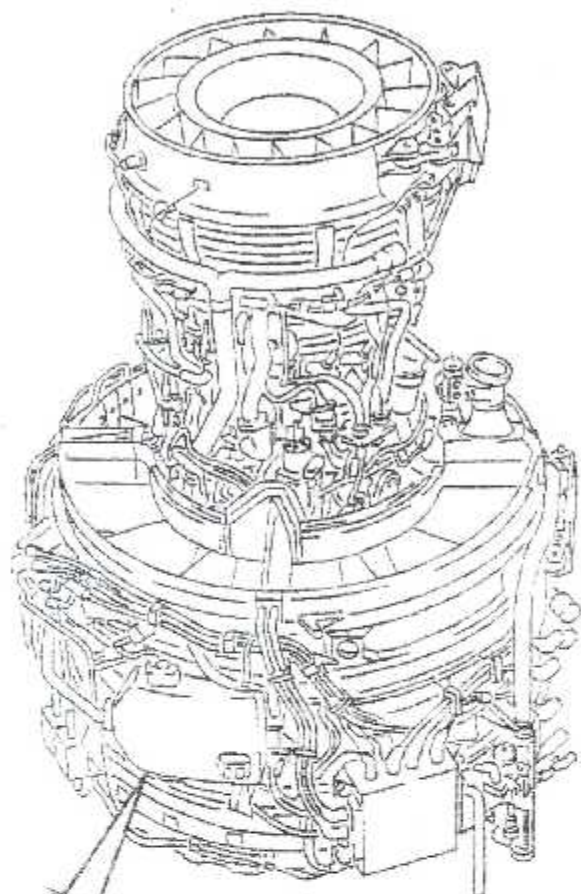
OIL DISTRIBUTION

CFM56-7B

TRAINING MANUAL

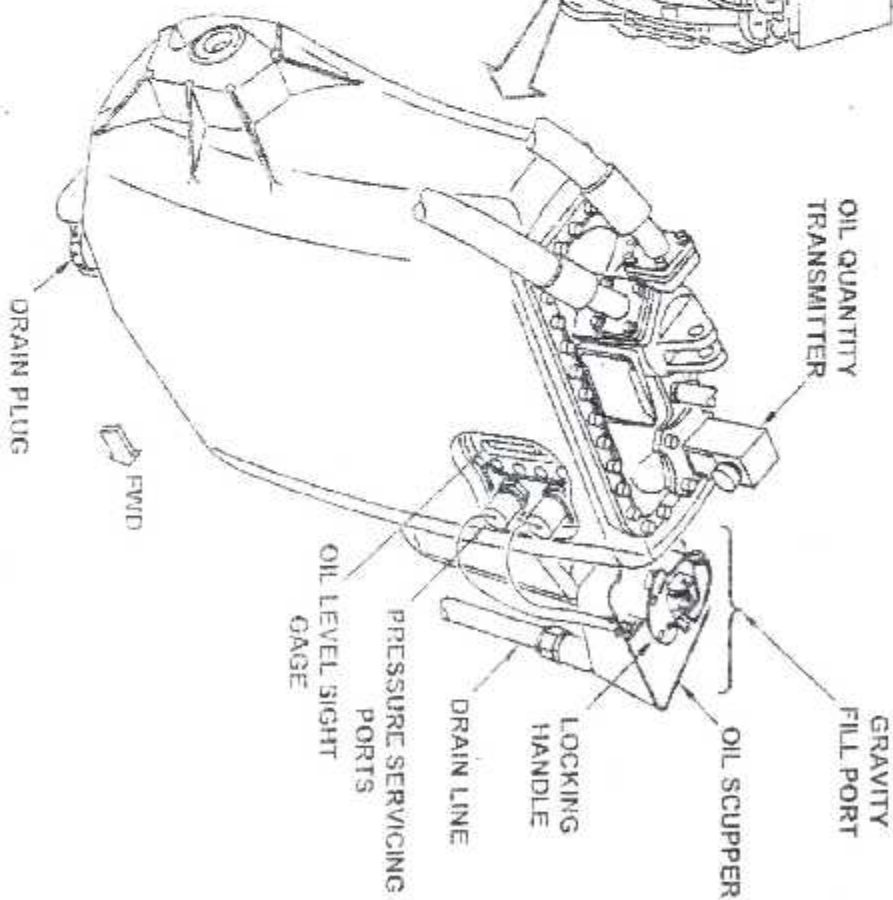
Fig 11

REV. 00316



CFM56-7B

OIL TANK



TRAINING MANUAL

Fig 12

10-4 CIRCUIT D'AIR : (Fig 13 et 14)

GENERALITE :

Le circuit d'air du réacteur contrôle le débit d'air à travers le compresseur et assure le refroidissement du réacteur et des accessoires. L'unité électronique de contrôle moteur " EEC " et le régulateur principal carburant " HMU " contrôle ces systèmes.

Le circuit d'air assure :

- ❖ Contrôle du débit d'air à travers le compresseur.
- ❖ Régulation du débit d'air de refroidissement moteur .
- ❖ Le refroidissement du réacteur et des accessoires .
- ❖ Refroidissement des ailettes turbine haute pression , basse pression.
- ❖ Refroidissement des chambres combustion .
- ❖ Dispositif de contrôle des jeux de turbine basse et haute pression.
- ❖ Dispositif passif de contrôle des jeux turbine haute pression.
- ❖ Refroidissement des bougies.
- ❖ Refroidissement de l'huile de l'alternateur " IDG "
- ❖ Ventilation du " EEC "
- ❖ Ventilation nacelle .
- ❖ Refroidissement et la préssuration des puisards.

4-1 CONTROLE DU DEBIT D'AIR :

Le contrôle du débit d'air à travers le compresseur est réalisé par un dispositif anti-pompage, le dispositif anti-pompage évite le pompage et améliore l'efficacité du réacteur.

L'unité électronique de contrôle moteur " EEC " utilise les signaux (N1, T2.5 et P2.5) des capteurs moteur pour contrôler les servo vanne électro-hydrauliques du régulateur carburant " HMU "

Les servos vannes électro-hydrauliques utilisent la pression carburant pour actionner les vérins des :



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

26 01 01
0707 B

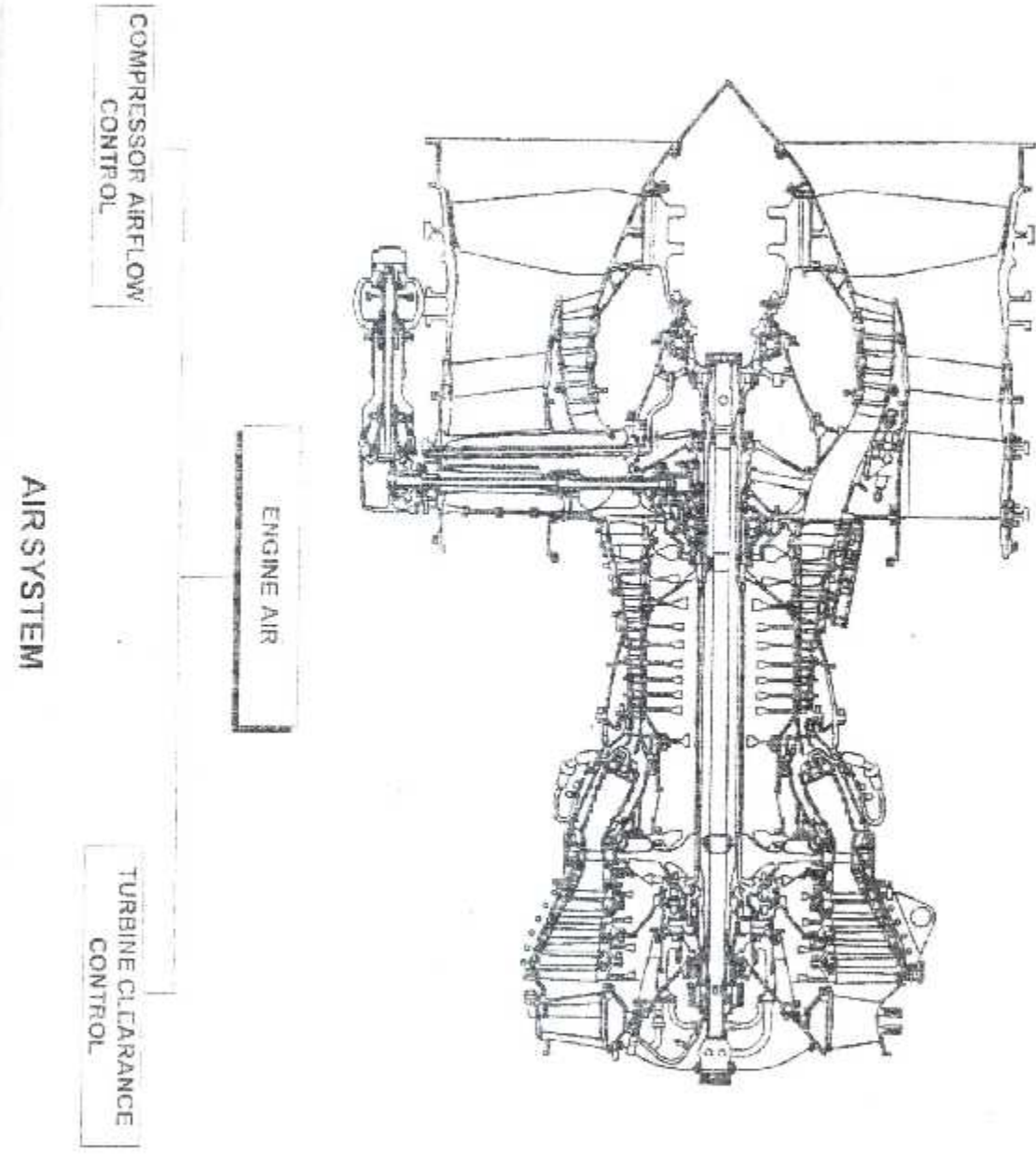


FIG 13

- ❖ Stator à calage variables "VSV"
- ❖ Vannes de décharge "VBV"

L'unité électronique de contrôle moteur "EEC" augmente le courant électrique vers les servo vannes électro-hydrauliques proportionnels au régime de l'attelage haute pression N2.

Les servo vannes électro-hydrauliques dirigent de la pression carburant vers le vérin des "VSV" et "VBV" pour les mettre en position commandée par l'unité électronique de contrôle moteur "EEC".

4-2 CONTROLE DE JEUX TURBINE HAUTE PRESSION (HPTCC)

(Fig 15)

Elle est assurée par la soupape HPTCC VALVE qui contrôle la quantité d'air prélevé du compresseur haut pression (HP) au niveau du 4^{ème} et 9^{ème} étage, renvoyée vers le carter de la turbine haute pression pour contrôler les jeux .

2-1 FONCTIONNEMENT :

NO AIR

La soupape HPTCC VALVE possède deux valves respectivement pour l'air du 9^{ème} et 4^{ème} étage . Quand il n'y a pas d'air qui passe, les valves sont dans la position FERME , cet état correspond à la position ARRET du moteur . C'est aussi la position du défaut de sécurité .

1-2 ECOULEMENT HAUT ET BAS DU 9^{ème} ETAGE :

A la position complètement ouverte de la valve du 9^{ème} étage , le flux (écoulement) haut pression chaud de l'air est entièrement envoyé (quantité max) vers le support du carter turbine haute pression , à ce moment la , les jeux sont au max..

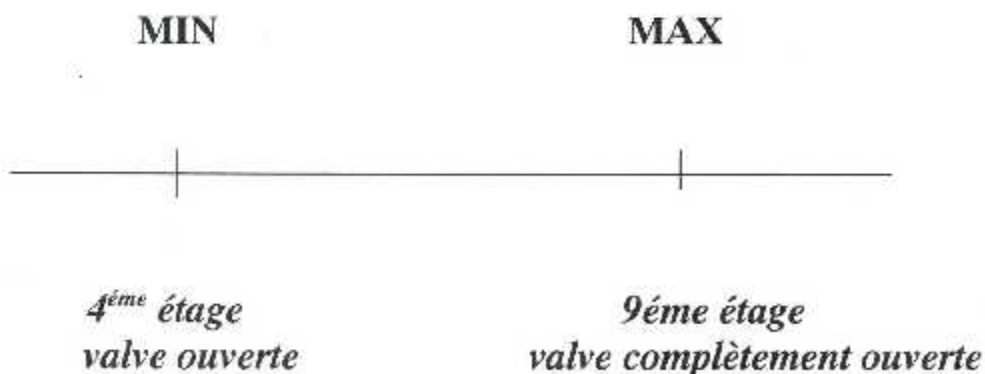
On peut avoir un écoulement faible en contrôlant l'air provenant du 9^{ème} étage par l'intermédiaire de la valve, mais cette fois ci elle n'est pas complètement ouverte , à ce moment là il y a moins de quantité d'air chaud qui est envoyé vers le carter turbine haute pression (la valve du 4^{ème} étage est gardée fermée).

2-2 ECOULEMENT MIXTE :

Dans le mode mixte , la valve du 4^{ème} étage est utilisée et contrôlée afin de renvoyer du 4^{ème} étage une quantité d'air moins chaude (frais) pour être mélangée à celle du 9^{ème} étage et renvoyer à la fin au carter de la turbine haute pression. Ce procédé nous permet d'avoir un contrôle précis de jeux désiré à la turbine haute pression.

2-3 VALVE DU 4^{ème} ETAGE COMPLETEMENT OUVERTE(9^{ème} étage fermé):

A ce moment la, l'air provenant du 4^{ème} étage moins chaud que celui du 9^{ème} étage passe complètement à la turbine haute pression en position valve complètement OUVERTE , ainsi le débit d'air donne les jeux minimums à la turbine haute pression .





CFM56-7B

TRAINING MANUAL

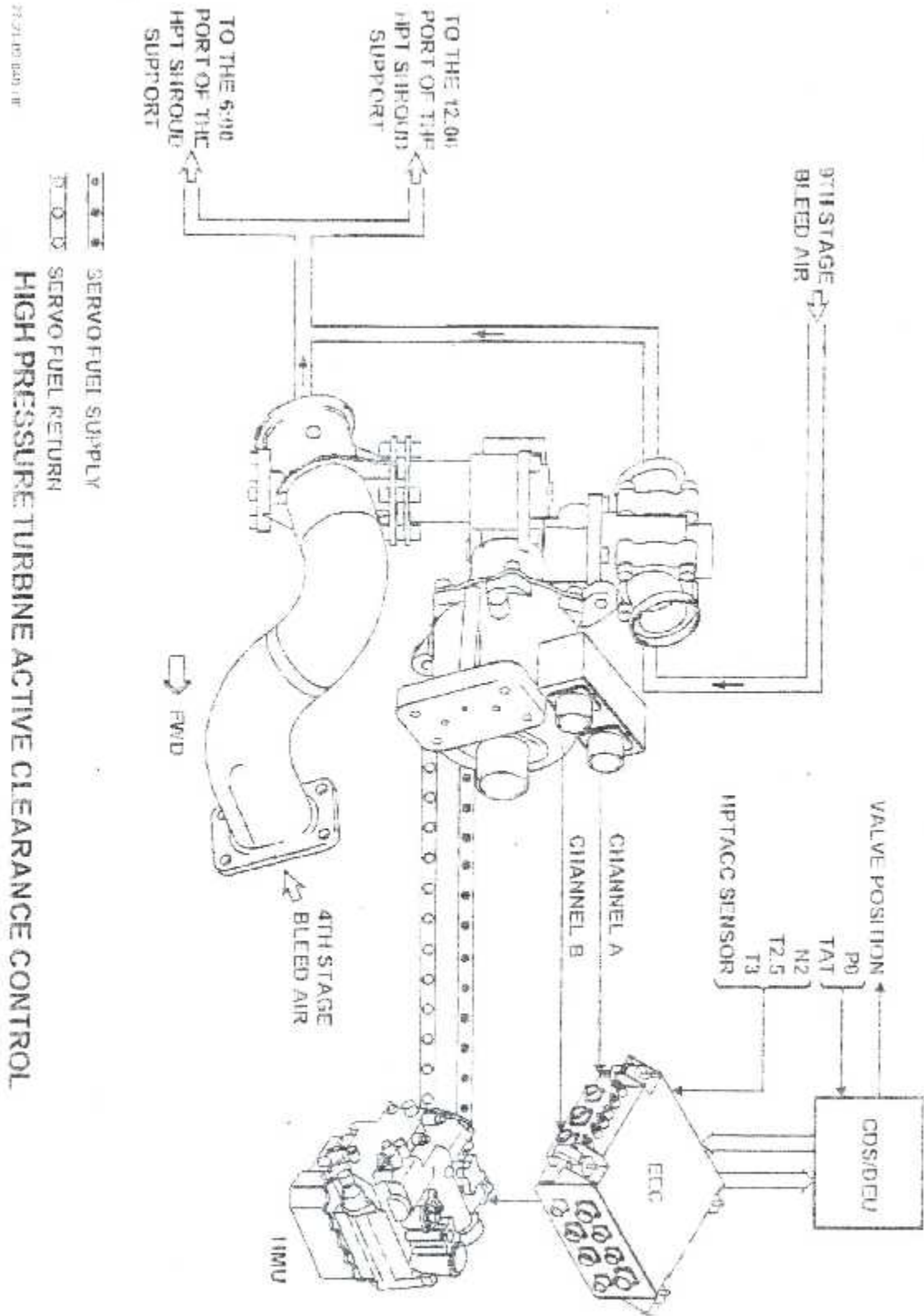


Fig 15

2-4 CONTROLE DE JEUX TURBINE BASSE PRESSION (LPTCC) :

(Fig 16, 17 et 18)

La LPTCC VALVE contrôle la quantité d'air provenant du flux secondaire FAN et qui est dirigé à la turbine basse pression pour le contrôle de jeux . La valve LPTCC n'est jamais complètement fermée pour permettre le refroidissement du carter turbine basse pression.

Pour contrôler les jeux de la turbine basse pression (LPT), la LPTCC ouvre et module (calibre) la quantité d'air provenant du FAN renvoyé vers le collecteur du carter LPT.

2-5 DESCRIPTION DES AUBAGES STARTOR A CALAGE VARIABLE "VSV" : (Fig 19 et 20)

L'entrée du compresseur haute pression est équipé des aubes de prestation "IGV". Les (05) premiers étages du compresseur haute pression comportent des aubes de stator à calage variable. L'ensemble des aubes de prestation "IGV" et des stator à calage variable constituent le système anti-pompage du compresseur haute pression.

Les leviers de commande de "VSV" d'une même rongée d'aubes sont relié à un anneau de commande, les anneaux de commande "VSV" sont entraînés par des barres de commande disposé systématiquement de chaque coté du compresseur haute pression.

C'est le régulateur carburant qui détermine la position des "VSV" et conserver constante la valeur de l'angle d'incidence de l'écoulement Aérodynamique par rapport aux ailettes du compresseur quelque soit le régime moteur.

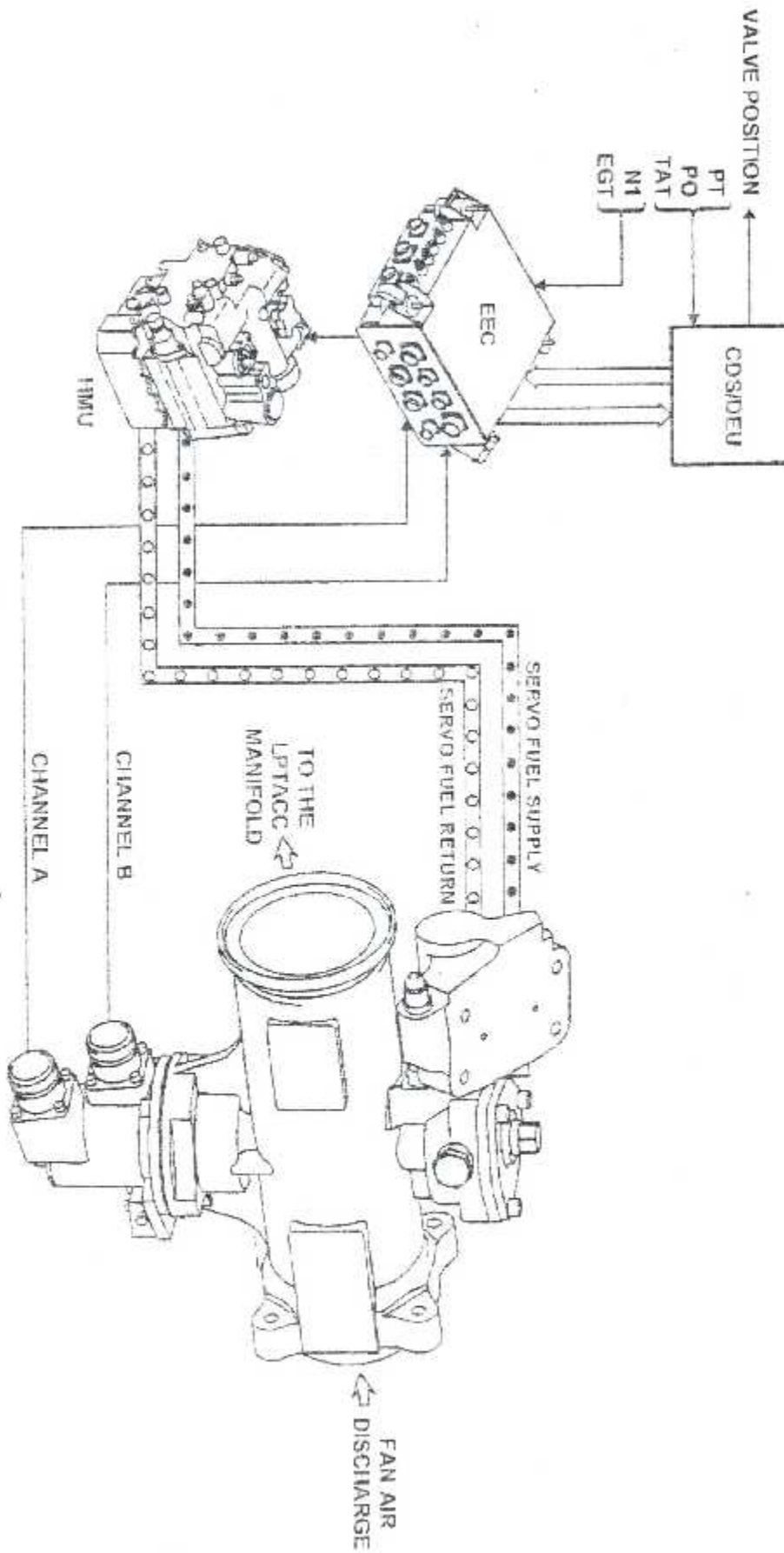
5-1 FONCTIONNEMENT DES "VSV" :

Au régime élevé le compresseur fonctionné à un régime d'adaptation qui lui assure un rendement optimum les "VSV" sont en position ouverte . A bas régime ce compresseur s'éloigne de son régime d'adaptation, l'angle d'incidence des aubes augmente progressivement pour conserver l'angle



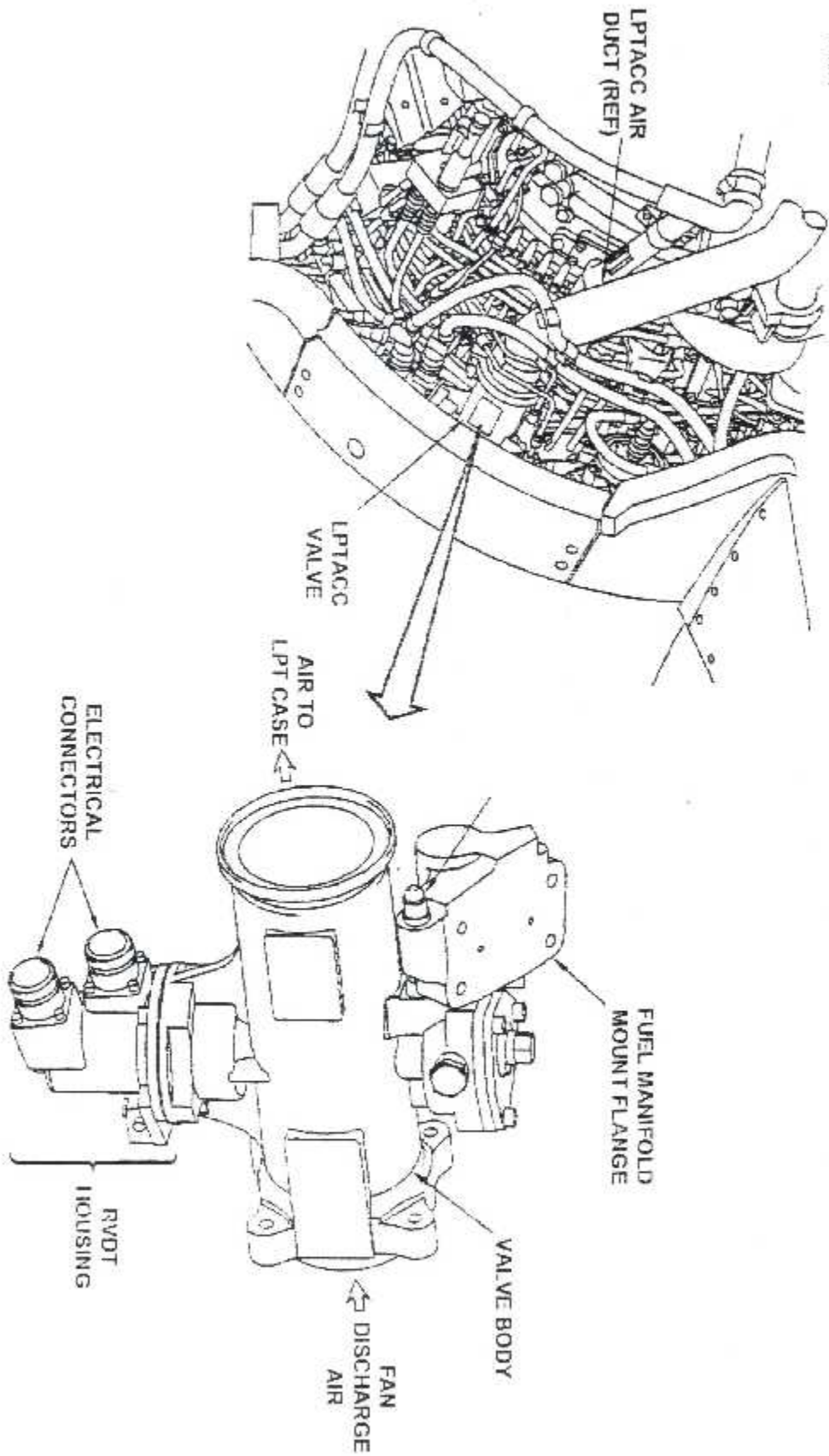
CFM56-7B

TRAINING MANUAL



LPT ACTIVE CLEARANCE CONTROL VALVE

Fig 16



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

LPT ACTIVE CLEARANCE CONTROL VALVE

Fig 17

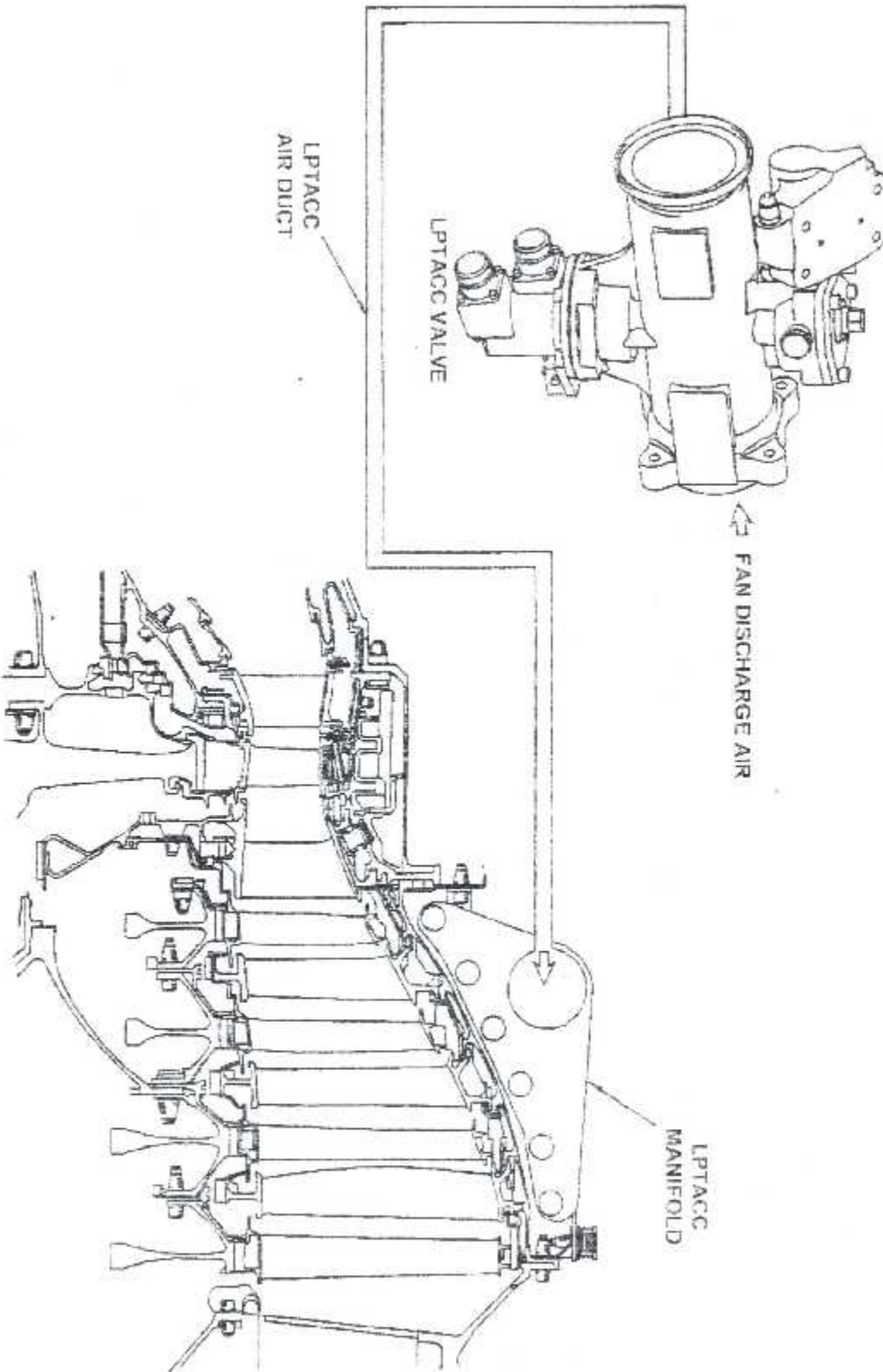
79/27/00



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

LPT ACTIVE CLEARANCE CONTROL



5-22 J00

Fig18



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

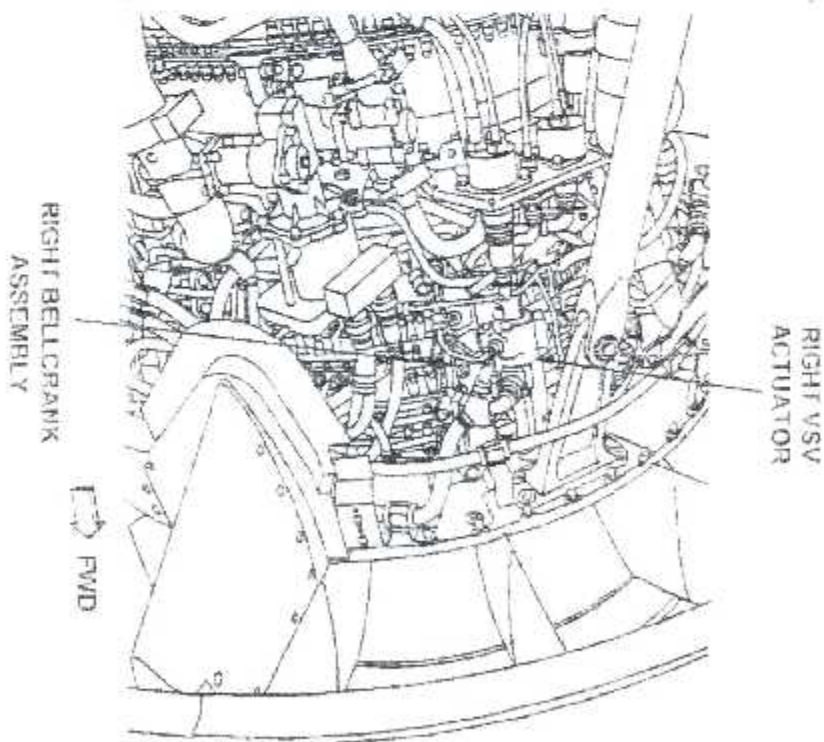
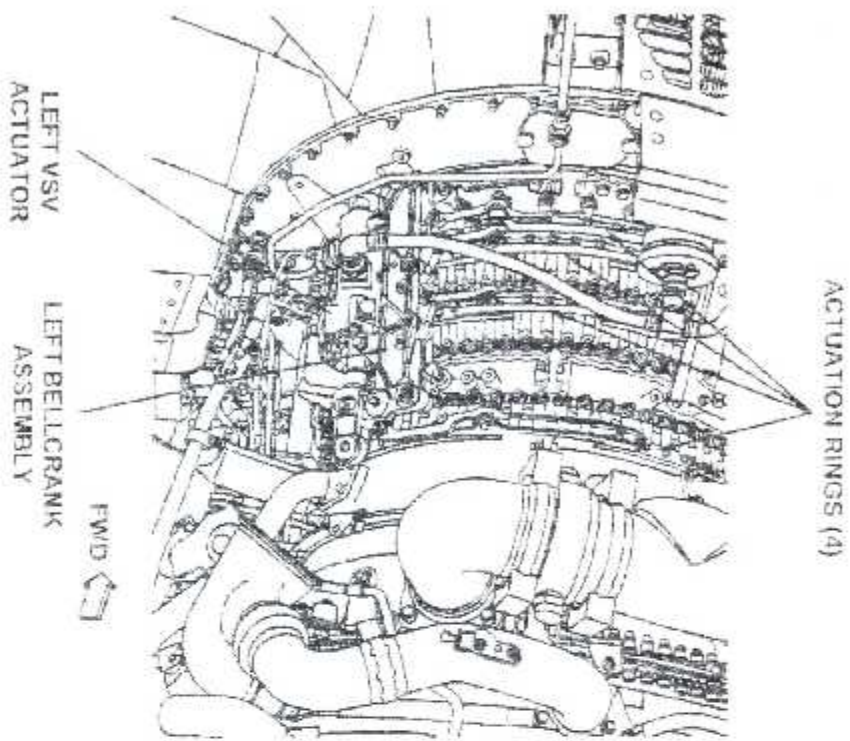


Fig 19

29/11/00
000-10

VSV SYSTEM

20-20-00-010-01-01

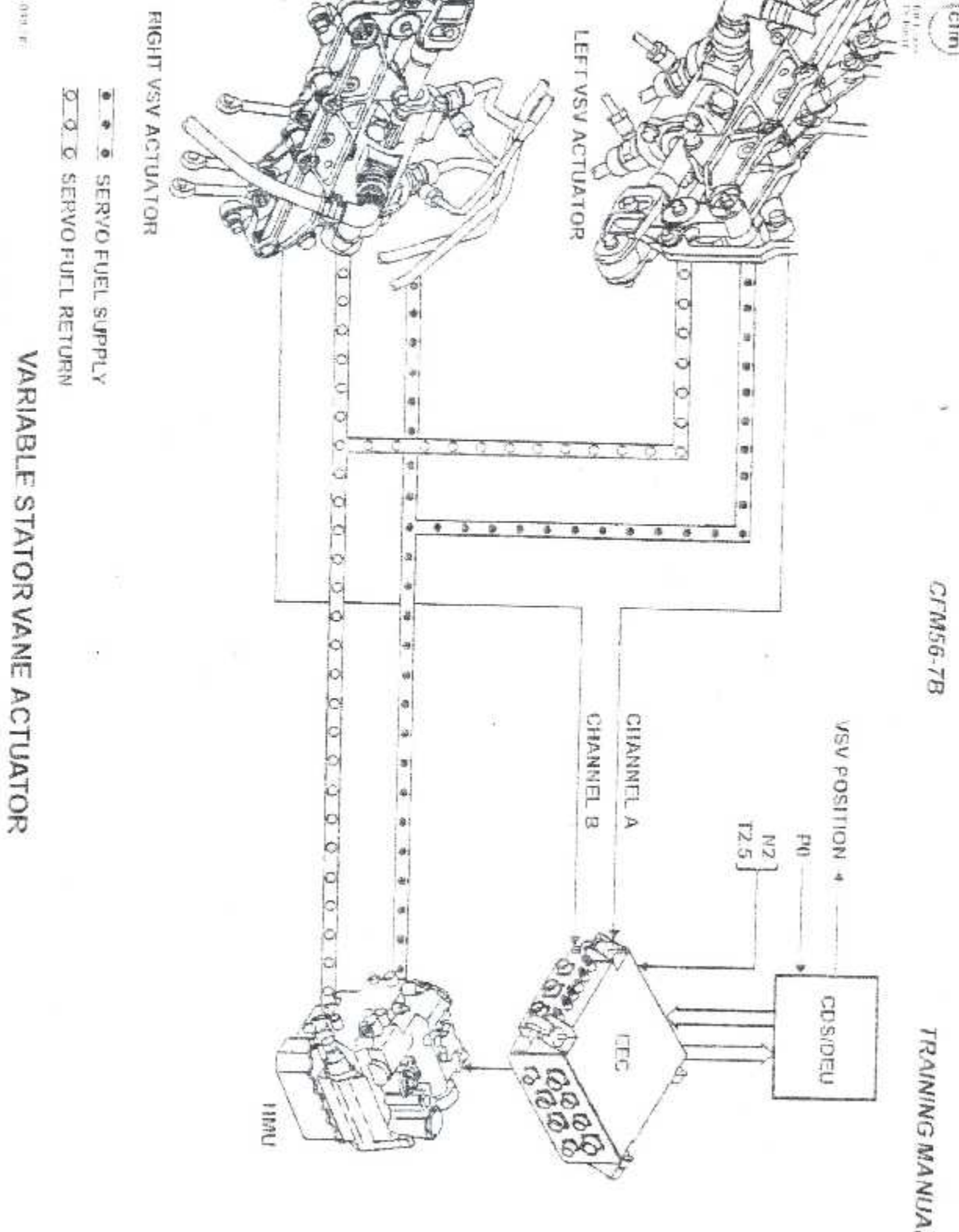


Fig 20

d'incidence rotor constant ; pour un régime N2 inférieur au ralenti les "VSV" sont dit en opposition fermée.

2-6 DESCRIPTION DES VANNES DE DECHARGE "VBV" :(Fig 21 et 22)

Le compresseur basse pression étant destiné à alimenter le compresseur haute pression, fournit un taux de compression faible mais adapté aux régimes élevés. Aux bas régimes le débit d'air qui est fournit est généralement excessif au besoin, c'est à dire son taux de compression est trop élevé ce qui provoque le pompage, la décharge de compresseur basse pression est réalisé par l'ouverture d'une série de vannes, ces vannes sont appelé vannes de décharge "VBV".

Les vannes de décharge sont disposées à l'arrière du compresseur basse pression, elles sont interconnectées par un anneau de commande et actionnées par deux vérins hydrauliques. C'est le régulateur carburant qui détermine la position des vannes de décharge

6-1 FONCTIONNEMENT DES "VBV" :

Les vannes de décharge permettent de réguler le débit d'air primaire dans le moteur pour diminuer le risque du compresseur celui travaille en d'ors des conditions optimales de fonctionnement c'est à dire à bas régime :

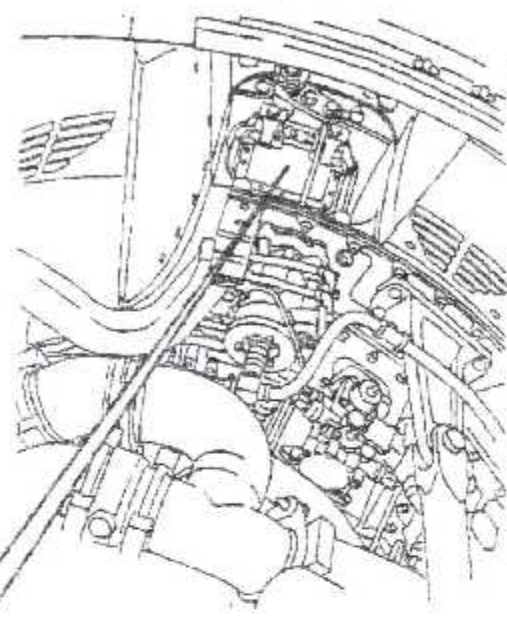
- ❖ En accélération rapide
- ❖ En décélération rapide

Dans ces condition, le régulateur carburant commande l'ouverture progressif des "VBV" entraîne une diminution du rapport manométrique du compresseur basse pression et une augmentation de son débit donc les risques de pompage de compresseur basse pression sont ainsi réduits. Au régime élevé le compresseur est stabilisé aux conditions standard, le réacteur fonctionne à son régime d'adaptation les vannes de décharge "VBV" sont fermées . Le programme de fonctionnement des vannes de décharge "VBV" est détermine en fonction de la position instantanée des aubes de stator à

calage variable "VSV" donc il dépend aussi du régime N2 et la température "T2.5". Les vérins de commande des vannes de décharge "VBV" sont montés sur la partie arrière du carter fan, chaque tige de position de vérin est lié avec une bielle qui assurent la position des vannes

de décharge "VBV". La sortie des pistons provoque une rotation en arc de cercle de l'anneau dans le sens contraire des aiguilles d'une montre et ouvre les vannes de décharge "VBV".

La réaction des pistons déplace l'anneau dans le sens des aiguilles d'une montre et provoque la fermeture des vannes de décharge "VBV".



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

BELLCRANK
ACTUATION RING
VBV DOORS

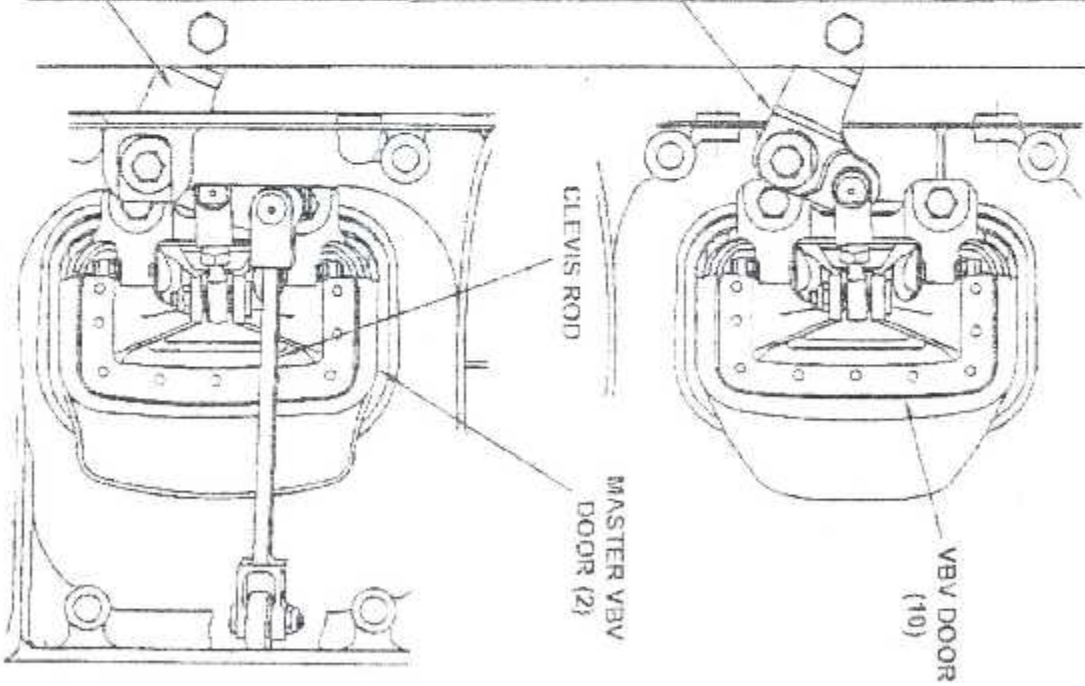
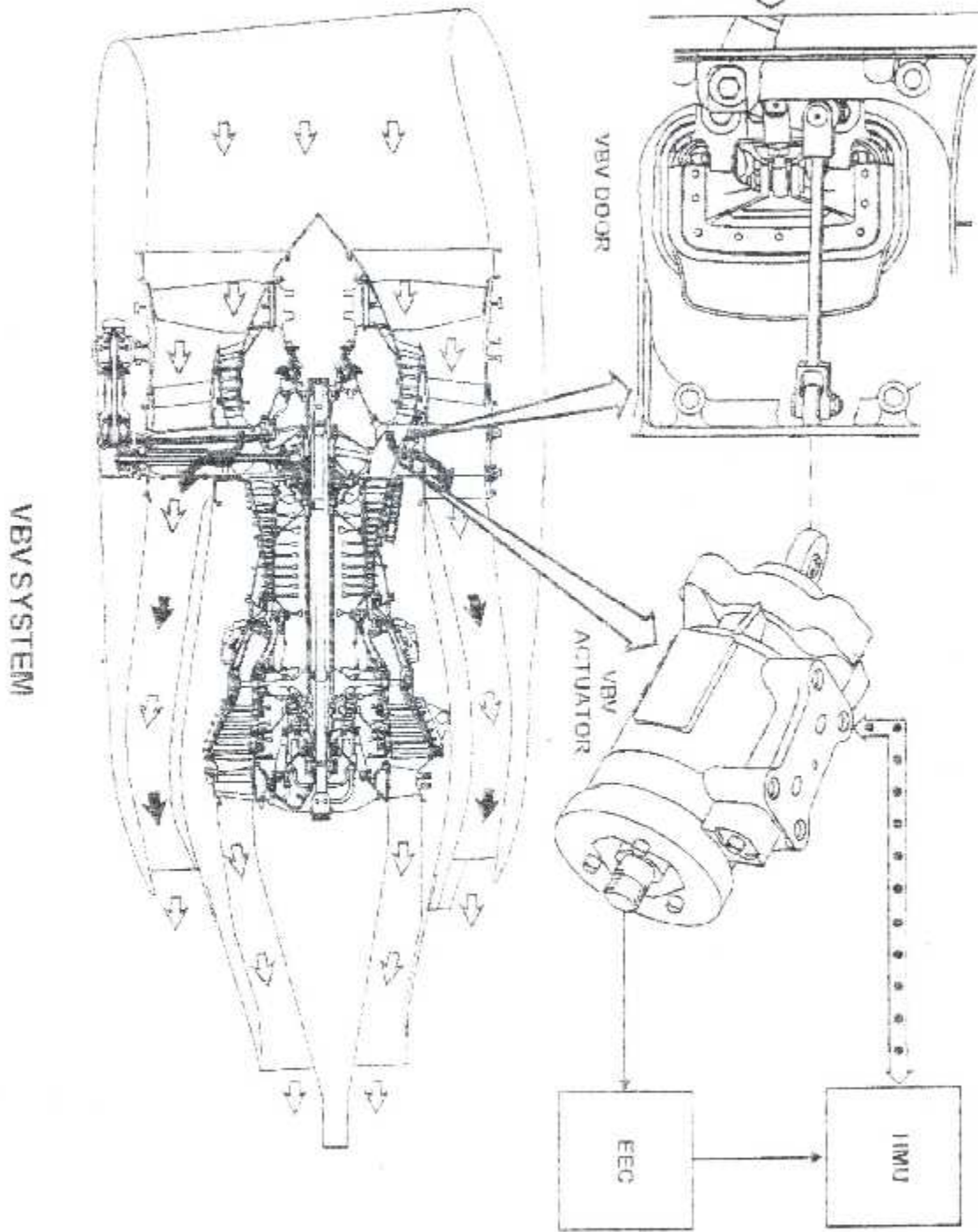


Fig 21

25 00 00
REV 01

25-787-00
REV. 1/81



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

Fig 22

Chapitre II

Systeme de Contrôle du Moteur

CFM 56-7B

III-1 SYSTEME DE CONTROLE DU MOTEUR CFM 56-7B :(Fig 23, 24 et 25)

La surveillance du fonctionnement des recteurs est effectuée à partir :

- ❖ D'indicateur situés au panneau central pilotes.
- ❖ Les vitesses de rotations (N1, N2).
- ❖ Mesure du débit carburant.
- ❖ Température des gaz d'échappement.
- ❖ Pression d'huile.
- ❖ Température d'huile
- ❖ Quantité d'huile
- ❖ Ecrande visualisation électronique(DUEs)/ Système d'écran commun(CDS).

III-2 PARAMETRES FOURNIS PAR LA EEC :

La EEC transmet comme paramètres de base : **P0, P12, P3, T12, T25, T49. 5, N1, N2, WF** (débit carburant), plus les positions de vannes ;

La position du moteur sur l'avion (1 ou 2) et son No de séries des mots d'état de maintenance donnant des informations des pannes détectées (le cas échéant) dans la EEC ou l'un quelconque des organes installés sur le moteur et dans la nacelle : HMU, vanne de refroidissement de la EEC, boîtiers d'allumage, vannes, capteurs,

En option, la EEC peut aussi transmettre les paramètres **P 13, P 25, T 3, T 5**.

Tous ces paramètres sont transmis sous forme digitale (mots série de 25 bits, transportant soit des valeurs numériques, soit des booléens d'état).



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

74-38-200-000

THRUST REVERSER - INDICATING SYSTEM

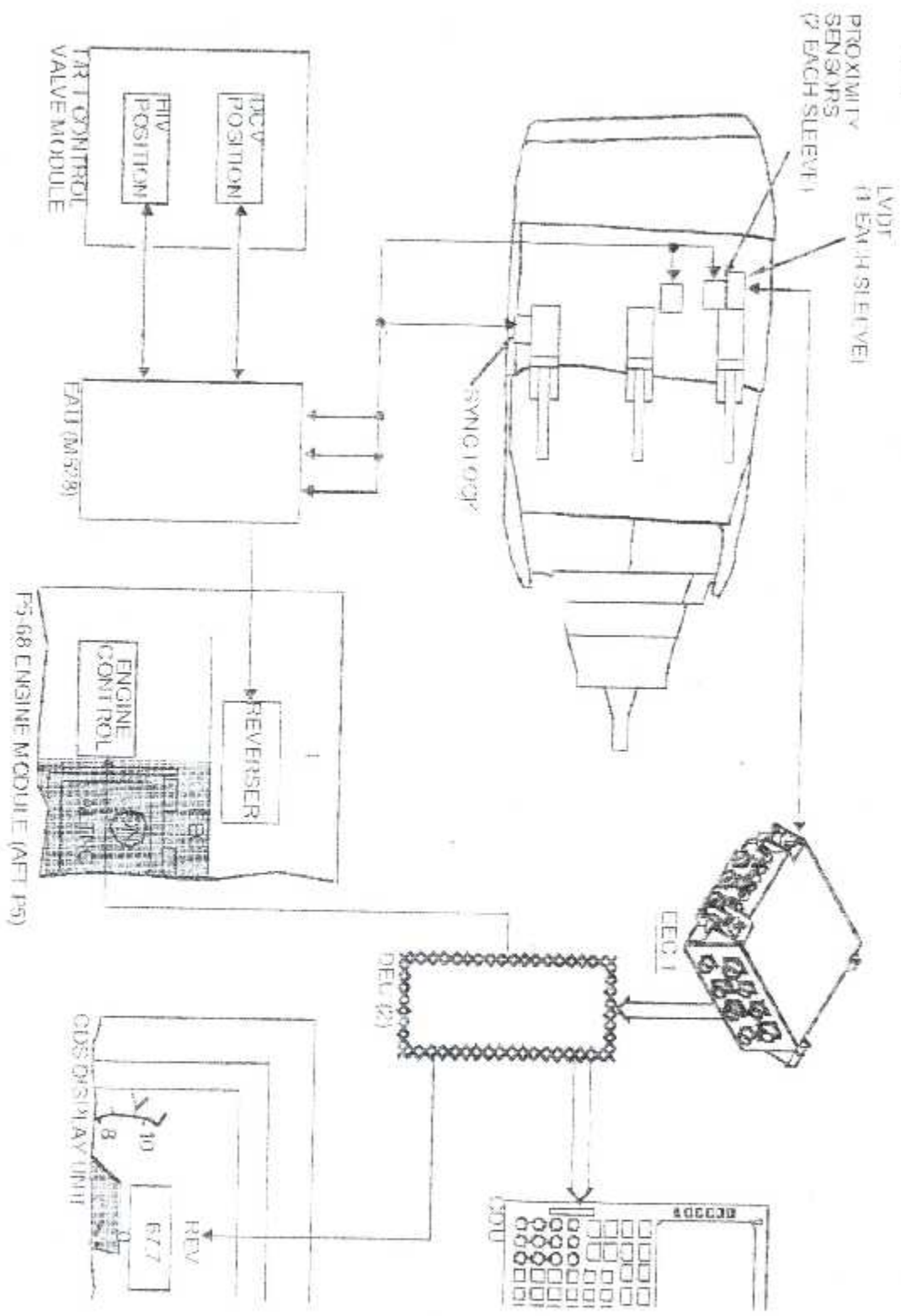


Fig 23



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

24-00 00-007-1B

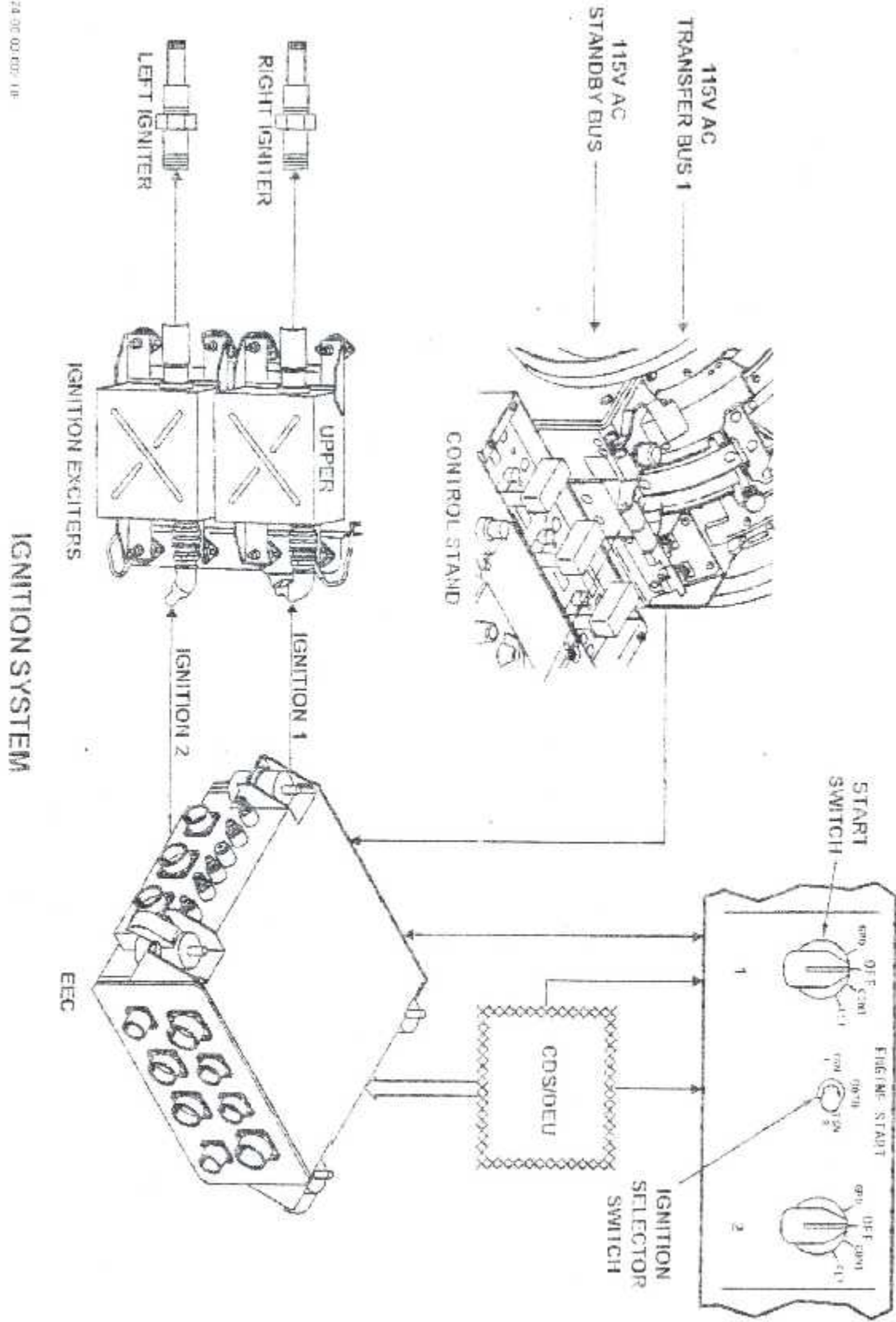
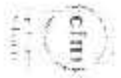
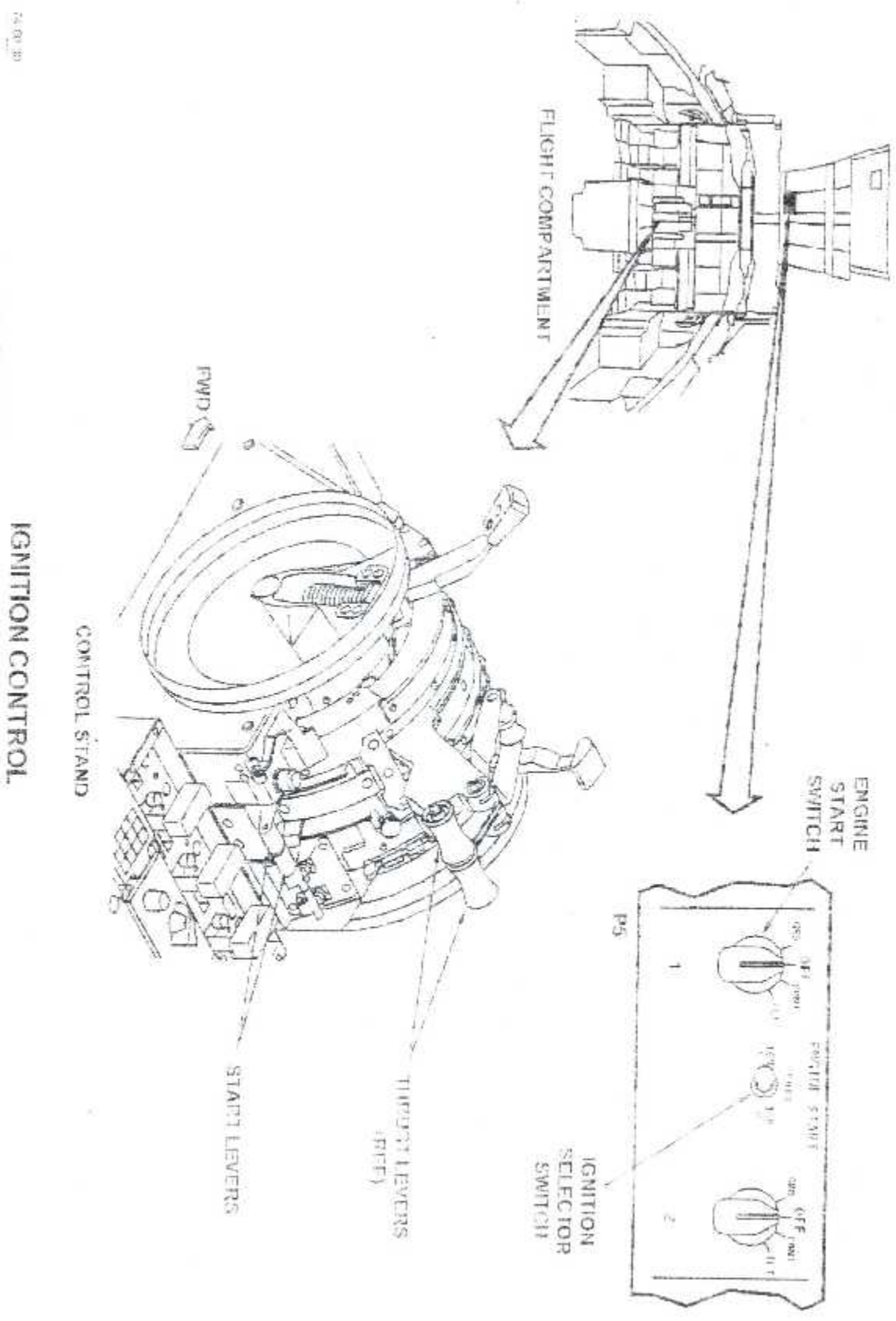


Fig 24



CFM56-7B

TRAINING MANUAL



IGNITION CONTROL

Fig 25

III-3 INDICATIONS :

3-1 CAPTEURS : (Fig 26)

De nombreux capteurs mesurent les paramètres nécessaires à la commande, la régulation, la surveillance du moteur.

- **Capteurs de pression** : Ce sont des capteurs contenant un cristal de quartz en vibration et dont la fréquence varie avec la pression. (Fig 27)

PS 13 : Pression statique du flux secondaire.

P 25 : Pression totale de l'air à l'entrée du compresseur haut pression.

PS 12 : Pression statique de l'air à l'entrée de la soufflante.

PS 03 : Pression statique de l'air à la sortie du compresseur haut pression (HP du 9^{ème} étages).

- **Capteurs de température** : (Fig 28,29)

▪ Soit des fils en platine enroulés sur un mandrin céramique, dont on mesure la résistance.

Deux (02) sondes T12 placées sur le capot d'entrée d'air et mesurant la température totale de l'air à l'entrée de la soufflante.

Une sonde T 25 placée en amont des VBV et mesurant la température de l'air en aval du compresseur basse pression (BP).

▪ Soit des rampes de thermocouple chromel – alumel montées en parallèles.

- ❖ T 49.5 (EGT) ; cette température est affichée au poste d'équipage et utilisée pour la logique LPTCC et pour le démarrage.
- ❖ T 3 ; utilisée dans les logiques RACC, HPTCC, BSV.
- ❖ T – CASE ; pour le système HPTCC.
- ❖ T 5.

3



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

ENGINE SENSOR INTERFACES		
COMPONENT TYPE	INPUT TYPE	INPUT SIGNAL USE
N1 SPEED SENSOR	ANALOG	N1 CONTROL MONITORING AND N1 INDICATION LPTACC LOGIC
N2 SPEED SENSOR	ANALOG	N2 CONTROL MONITORING, N2 INDICATION, TBV LOGIC AND HPTACC LOGIC
T3 TEMPERATURE SENSOR	ANALOG	TBV, HPTACC AND BSV LOGIC
T12 TEMPERATURE SENSOR	ANALOG	THRUST MANAGEMENT
PT25 TEMPERATURE SENSOR	ANALOG	FUEL METERING LOGIC AND HPTACC LOGIC
PT25 PRESSURE SENSOR (HEALTH MONITORING SENSOR)	AIR	AND HPC INLET PRESSURE (OPTIONAL) P25 HEALTH MONITORING
P3 TEMPERATURE SENSOR	AIR	HPC DISCHARGE PRESSURE FOR FUEL METERING LOGIC
PT PRESSURE TOTAL	ARINC429	THRUST MANAGEMENT, FMV LOGIC FROM ADIRU AND LPTACC LOGIC
PO PRESSURE AT EEC	STATIC AIR	FUEL METERING LOGIC, LPTACC LOGIC AND HPTACC LOGIC
HPTACC SENSOR	ANALOG	HPTACC LOGIC
EGT (T49.5) SENSOR	ANALOG	EGT INDICATION, START LOGIC AND LPTACC LOGIC
T5 TEMPERATURE SENSOR	ANALOG	(OPTIONAL) HEALTH MONITORING
PS13 TEMPERATURE SENSOR	AIR	(OPTIONAL) HEALTH MONITORING

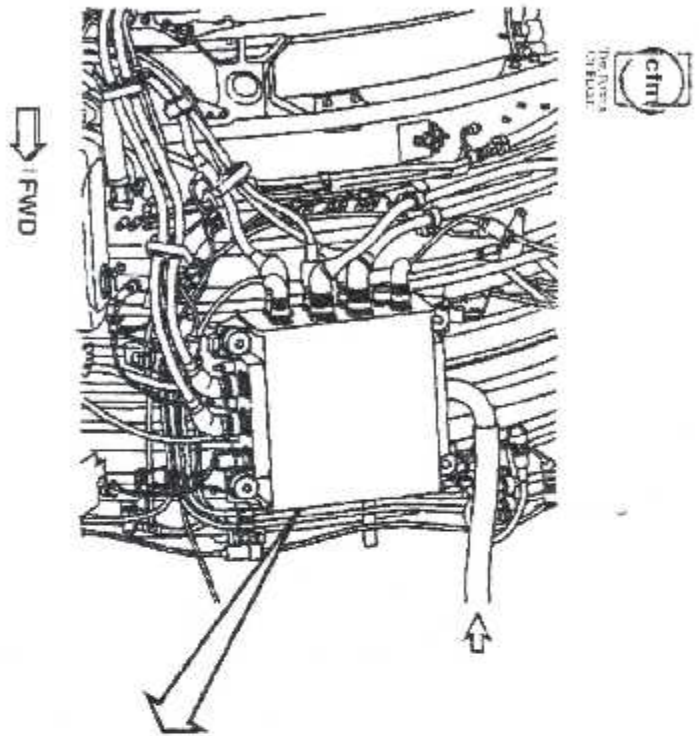
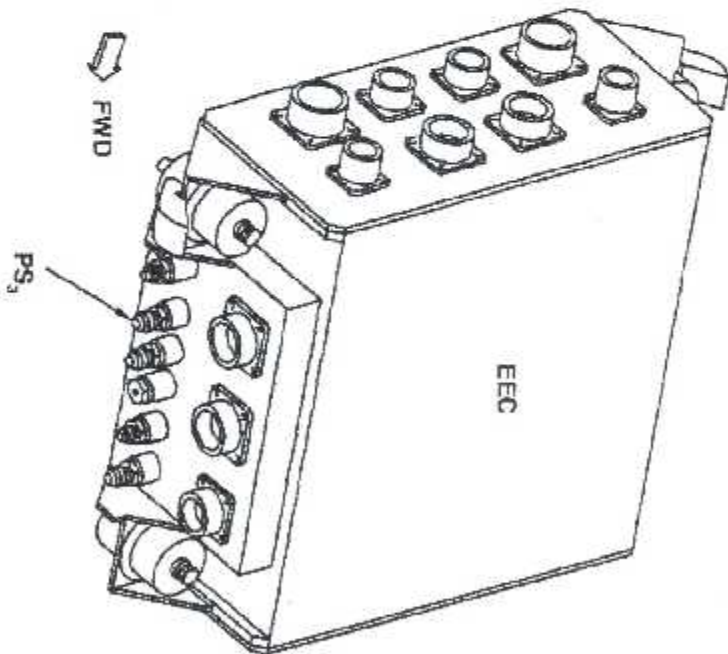
TABLE - ENGINE SENSOR INTERFACES

78-21-00,008

Fig 26

73-21-20-01700-111

PS₃ SENSOR



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

Fig 27

79-21-100-0017#

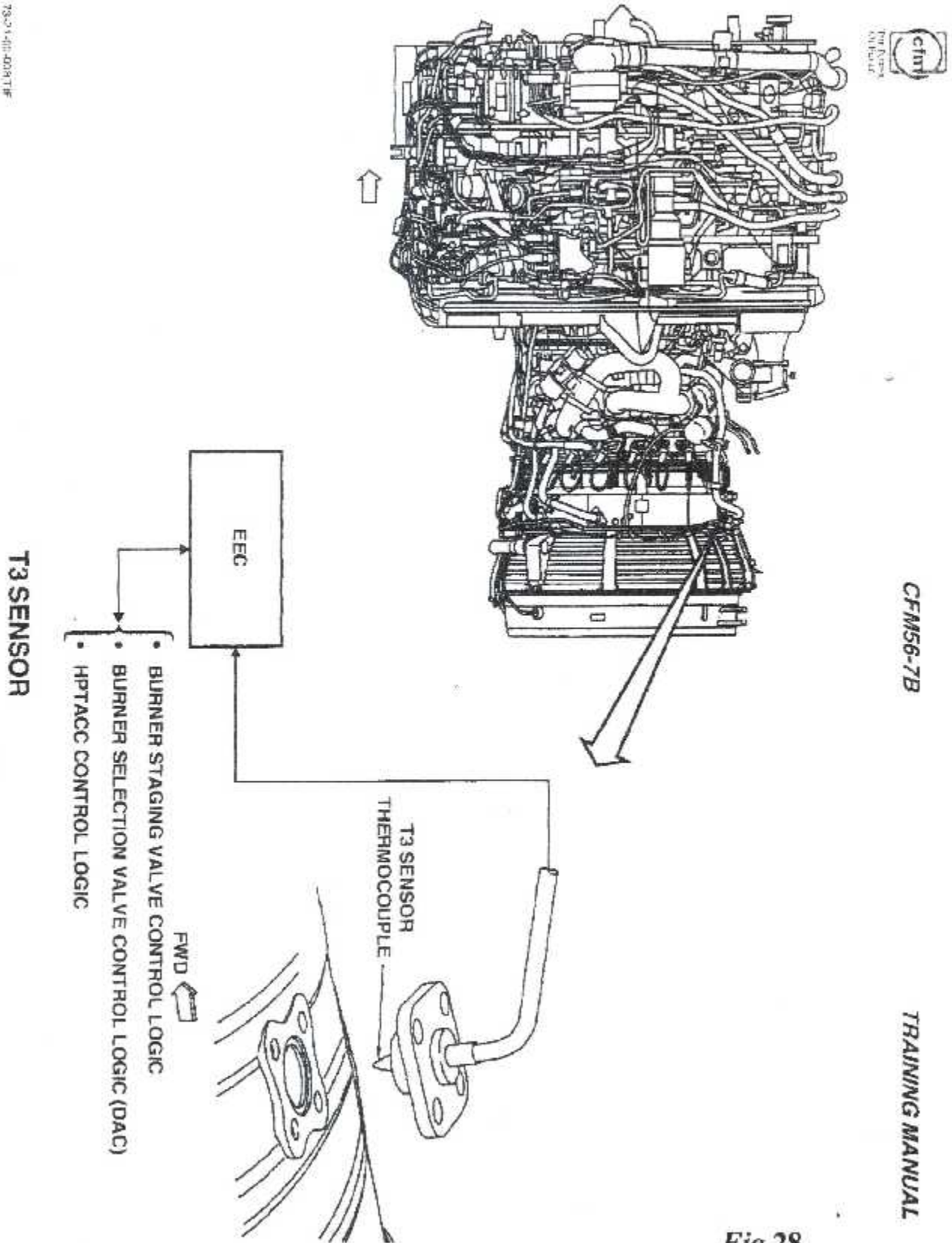
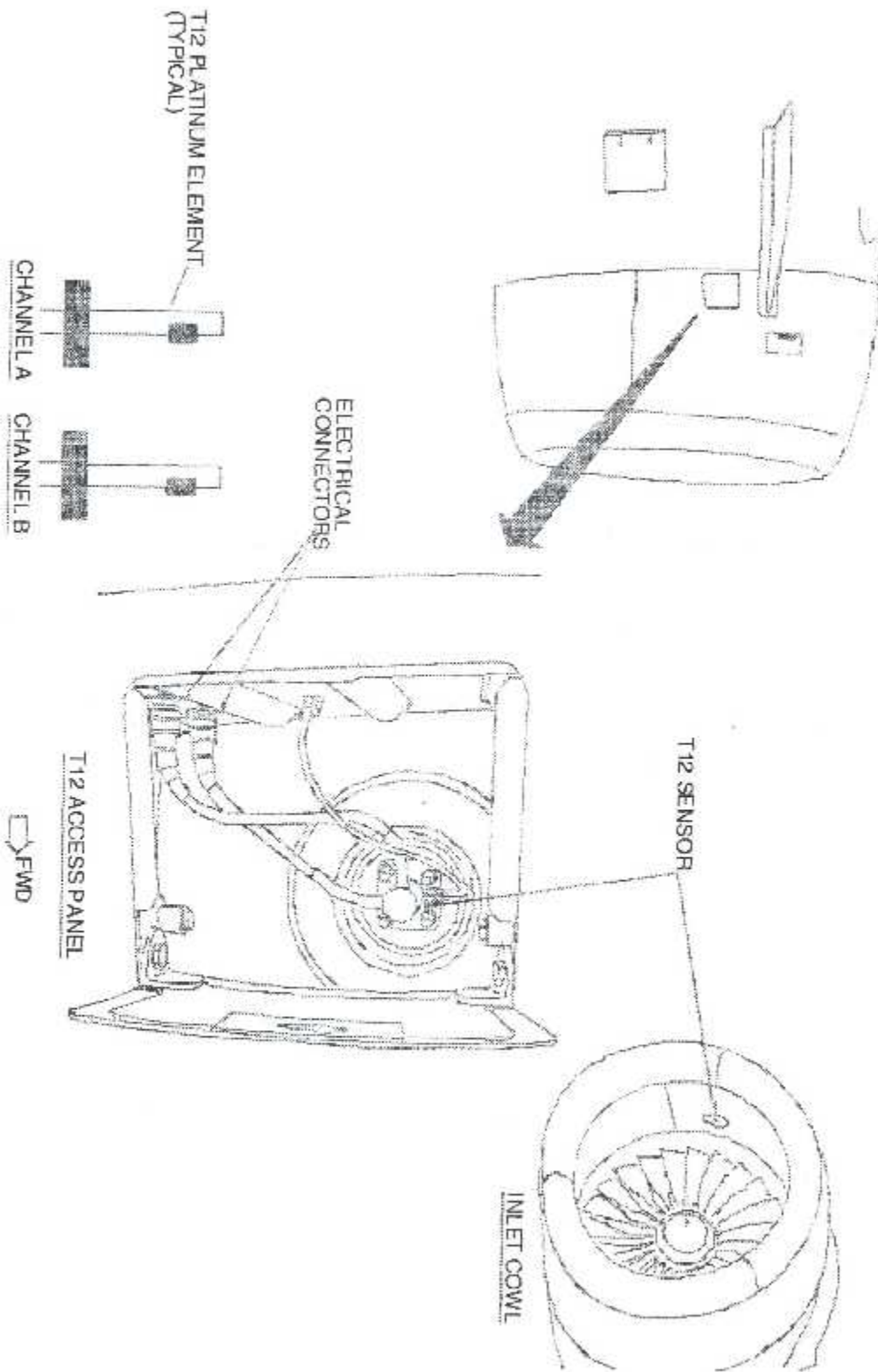


Fig 28



CFM56-7B

TRAINING MANUAL



73-21-00-007-1R

T₁₂ SENSOR

Fig 29

- **Capteurs de piézo-électriques** : Ce sont des capteurs constituant des accéléromètres pour la mesure des vibrations. Il contiennent une masse inerte, attaché à une pièce en matériaux piézo-électriques. On distingue deux (02) capteurs, montés sur le carter de soufflante.

3-2 TACHYMETRES :

L'arbre dont on mesure la vitesse de rotation est muni d'une roue en matériau magnétique ayant un certain nombre de dents, le passage de chaque dent modifie le flux magnétique produit par l'aimant, La variation de flux est détectée par la bobine, qui envoie une tension proportionnelle à la vitesse de rotation. La roue montée sur l'arbre basse pression (BP) comporte une dent plus haute que les autres, qui donne la référence de phase pour l'équilibrage de pales de soufflante.

Un capteur comporte trois (03) têtes magnétiques, chacune ayant un aimant, une pièce polaire et un enroulement. Elle envoie leurs signaux respectivement aux voies A et B de la EEC, et au calculateur de vibration EVMU.

2-1 VITESSE DE ROTATION N1 (Fig 30 et 31)

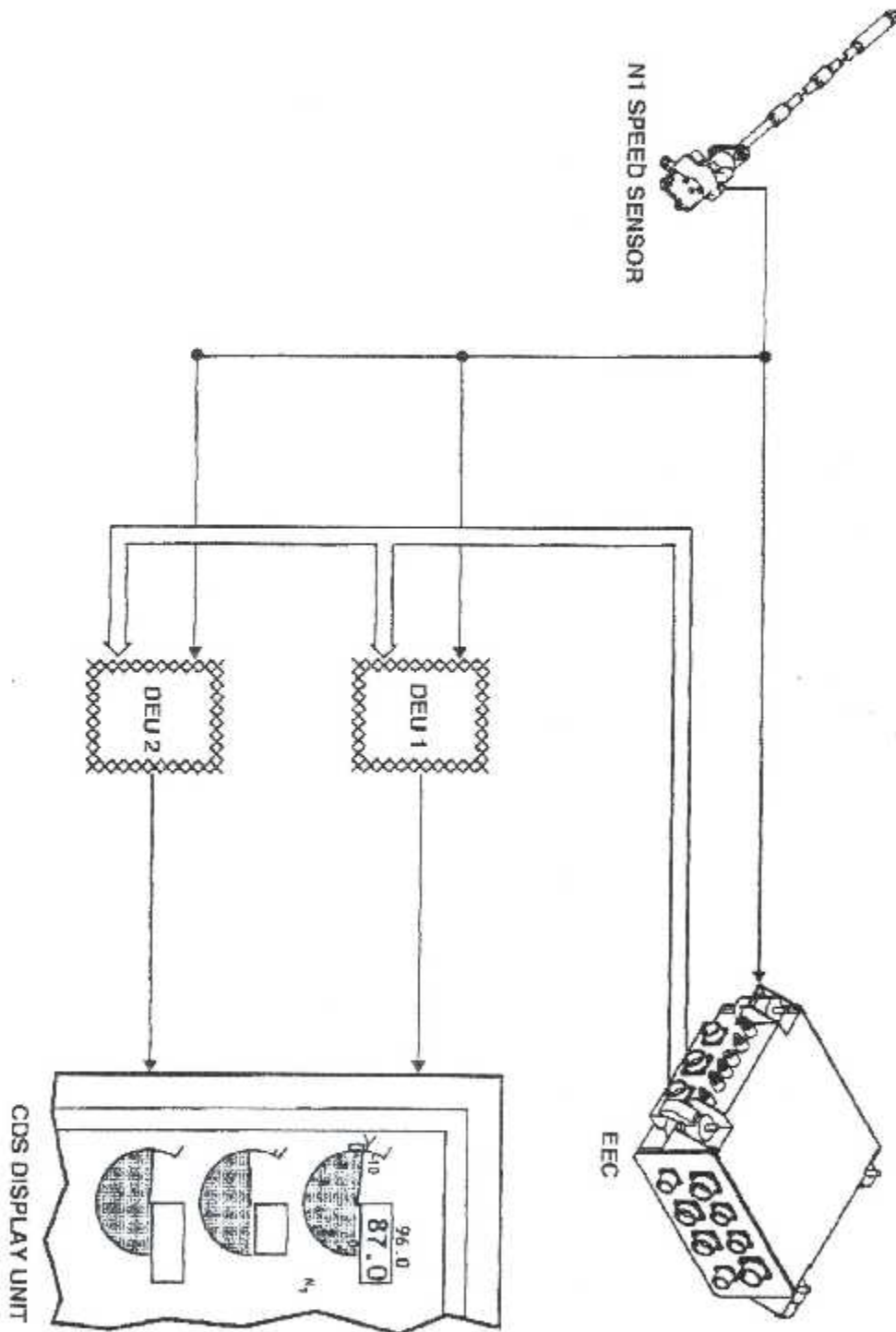
* N1, vitesse de rotation du rotor basse pression (BP) en pourcentage (%): c'est le paramètre principal de conduite moteur. IL est présenté sous forme analogique et digital, les indications deviennent rouges si N1 est à 102% ; l'équipage est alerté par une alarme sonore et l'allumage de voyants, un message apparaît demandant au pilote de réduire la vitesse du moteur ; et si N1 dépasse 104%, de stopper le moteur. La valeur maximale atteinte est mémorisée pour la maintenance (le moteur doit être déposé).

REMARQUE : Le capteur N1 est monté sur un bras du carter de soufflante, juste derrière le palier N°2.



77-51-00-000M1 1B

N1 SPEED SENSOR



CFM56-7B

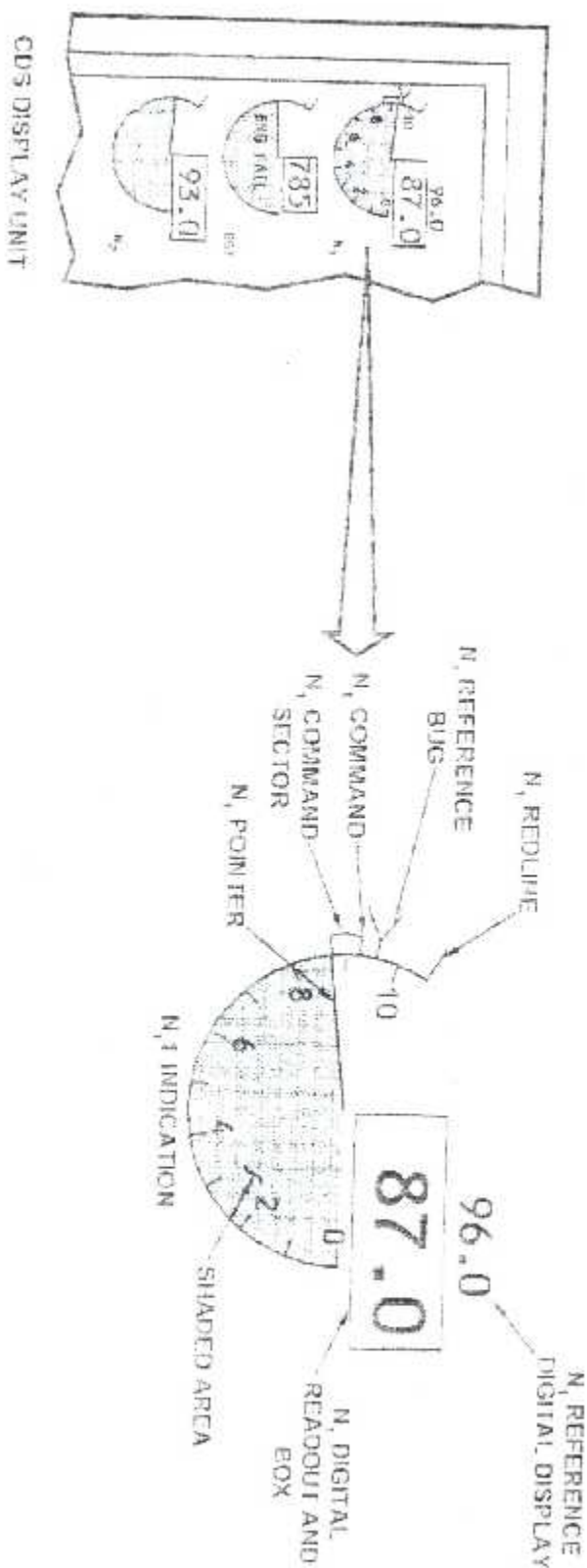
TRAINING MANUAL

Fig 30



CFM56-7B

TRAINING MANUAL



27-11-30-30-31-10

N1 INDICATION

Fig 31

2-2 VITESSE DE ROTATION N2 (Fig 32)

* N2, vitesse de rotation du rotor haute pression (HP) en pourcentage (%), est présentée sous forme digitale seulement, l'indication devient rouge si N2 atteint 105%. Les mêmes alarmes et procédures que pour les dépassements de N1 sont données à l'équipage.

REMARQUE : Le capteur N2 est monté sur le relais d'accessoires.

3-3 VIBRATIONS :

Les signaux de capteurs sont transmis à un calculateur, l'EVMU (unité de surveillance de vibrations moteur). Un seul capteur est utilisé à-la fois (le second est en secours du premier). L'EVMU fournit les indications de vibration des deux (02) rotors, par analyse du spectre de signal d'ensemble est prise en compte des vitesses de rotation N1 et N2 ; tout ceci permet d'extraire les composantes du balourd de premier ordre de chacun des rotors. Le signal d'ensemble est filtré par des filtres de bandes étroites asservis sur N1 et N2. On obtient ainsi les valeurs réelles de vitesse de vibrations, que l'EVMU rapporte aux valeurs maximums correspondantes aux N1 et N2 actuelles (le niveau de vibration est bien sur en fonction de N1 et N2).

Un autre module de l'EVMU, à partir de signal de vibration, de N1 actuelle et de l'impulsion de référence, calcule la phase et l'amplitude du déséquilibre de la soufflante.

En fin, l'EVMU stocke en mémoire les valeurs de phase et d'amplitude et du balourd des deux (02) rotors lorsque le moteur est neuf ou vient d'être équilibré. Ces valeurs sont utilisées pour définir les seuils consultatifs ; si les vibrations d'un moteur dépassent le seuil motorisé, d'indication VIB clignote.

3-4 TEMPERATURE DES GAZ D'ÉCHAPPEMENT (EGT) : (Fig 33)

Les neuf (09) sondes (thermocouples) qui mesurent la température dont le plan 49.5 (distributeur 2^{ème} étages de turbine basse pression) sont



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

REV. 001 (03/07) 72

N_2 SPEED INDICATION

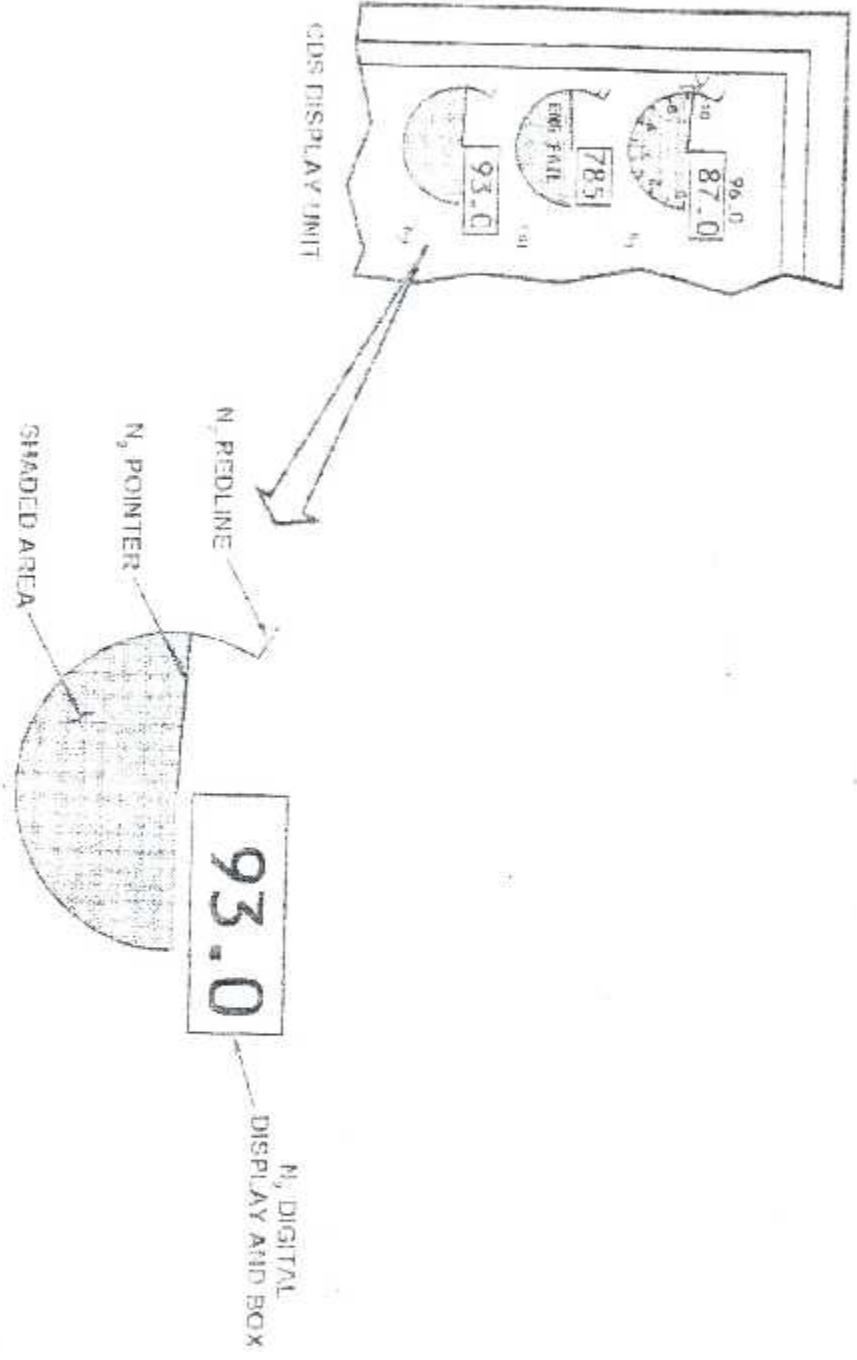


Fig 32

reliées en parallèle, l'indication est présentée sous forme analogique et digitale.

Elle devient de couleurs ambres au-dessus de 855° C. Les memes alarmes et procédures que pour les dépassements de N1 et N2 sont données à l'équipage. Si l'EGT dépasse 890° C, la valeur maximum atteinte est mémorisée pour la maintenance.

EEC transmet un signal EGT vers :

- ❖ EGT digital.
- ❖ Le cadran digital.
- ❖ Pointeau.
- ❖ Reset.

La chaîne de mesure comporte huit (08) thermocouples et quatre (04) harnais en chromel- allumel et un indicateur situé sur le panneau central de cabine de pilotage.

Les thermocouples sont repartis en deux (02) groupes de quatre (04), ils sont branchés en parallèle dans la boite de jonction.

L'indicateur comprend :

- ❖ Une aiguille elle indique la température en degré celcus mesurée entre les étages turbine haute pression et basse pression.
- ❖ Un compteur numérique, indique la température réelle des gaz d'échappements, l'indication affichée au compteur est dépendante de celle donnée par l'aiguille. La panne de l'une n'entraîne pas systématiquement la panne de l'autre.
- ❖ Un repère rouge, indique la température des gaz d'échappement maximum admissible 950° C.
- ❖ Un voyant ambre, est situé en haut à droite du panneau central CDU.





CFM56-7B

TRAINING MANUAL

77-21-00-002-11F

EGT INDICATION

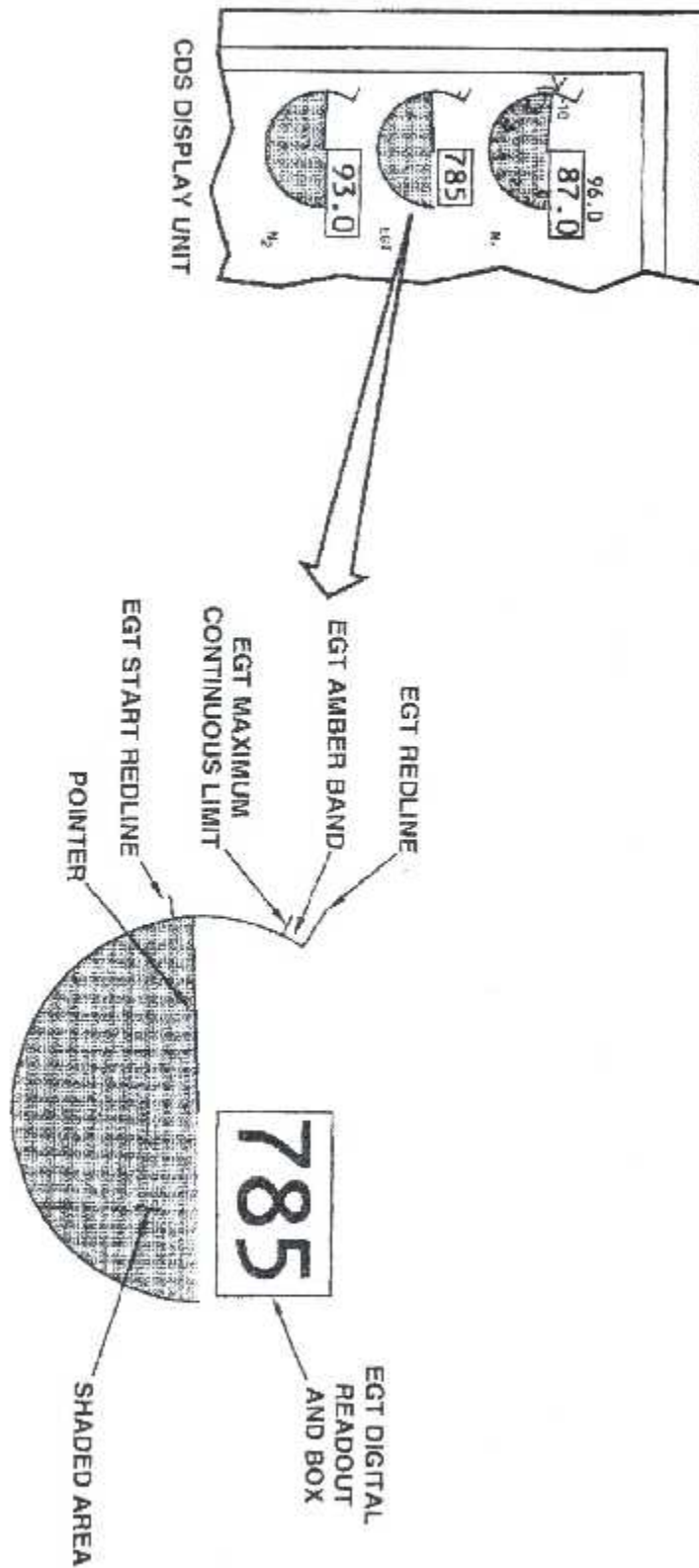


Fig 33

- ❖ Un reset test assure le bon fonctionnement de l'indicateur. Quand on appuie sur ce dernier il permet :
 - Le déplacement des aiguilles indicatrices de température et de sur chauffe vers le repère rouge (950° C).
 - Le compteur numérique indique 950° C.
 - Le contact interne déclenche les alarmes :
- ❖ Le gong monocoup retentit.
- ❖ Le voyant ambre << ENG >> s'allume.
- ❖ Le voyant ambre sur la face avant de l'indicateur s'allume.
- ❖ L'écran gauche de la CDS fourni des consignes.

3-5 DEBITMETRE :

IL mesure le débit carburant de 0 à 6360 Kg/heure, avec une erreur maximum de 45 Kg/heure. Le carburant traverse deux (02) turbines en série, Liées par un ressort de rappel équilibrant le couple fournit par le passage du carburant du fait de la différence de calage des petites ailettes des deux turbines.

Ces dernières portent chacune un aimant ; ces deux aimants passent devant deux enroulements, dans signaux électriques sont exploiter pour mesurer le débit carburant, par mesure de leur déphasage.

- **Sondes de moteur :** La EEC emploie des données d'entrée des divers sondes (Sensor) de moteur pour calculer les sorties de carburant et de contrôle de moteur pour l'opération de ce dernier. On compte : N1 speed sensor , N2 speed sensor , T49.5 sensor , IPTCC sensor , T12 sensor , T3 sensor , PT25 sensor , Po sensor , Ps 3 sensor.

- **Commande de carburant :** La EEC envoie des commandes à la HMU pour contrôler la valve calibrée de carburant, ceci assure la quantité correcte du combustible pour la combustion. La EEC commande le débit carburant nécessaire pour maintenir une poussée requise (en fait un N1K requis, car N1K rend bien compte du niveau de poussée donnée par le

moteur), selon les demandes pilote auto-manette et les paramètres extérieurs tout en respectant les limites imposées. Pour cela la EEC reçoit :

- ❖ Les signaux électriques représentant les ordres pilote (signaux directement reçus par des capteurs de position de la manette) et les ordres auto-manette.
- ❖ Les signaux de calculateur d'interface moteur et ceux des centrales aérodynamiques.
- ❖ Les signaux de ces différents capteurs.

Et elle fournit ses ordres électriques à la vanne de dosage carburant N2 correspondant au N1K requis, en tenant compte des limites.

• **N1K requis** : La valeur de N1K requis peut être calculée en fonction des ordres donnés par les fonctions suivantes, selon la décision du pilote, la configuration avion et la phase de vol :

- ❖ Commande manuel de la poussée (selon position manette TLA : Angle de levier de poussée).
- ❖ Auto-manette ralenti sol (N2fixe, N1 quelconque).
- ❖ Ralenti vol descente, avec loi de P3 minimum(N1, N2 quelconque).
- ❖ Ralenti vol approche.
- ❖ Alpha-floor (ordre de remise des gaz immédiates l'avion a une incidence excessive).
- ❖ Décollage à poussée adaptée(à poussée détarée).

• **LIMITE** : Les contraintes à respecter concernent les paramètres suivantes :

- ❖ N1, vitesse du mobile BP.
- ❖ N2, vitesse du mobile HP.
- ❖ WF, débit carburant.
- ❖ P3, pression de charge du compresseur HP.
- ❖ Et les dérivées de ces paramètres.

Ces contraintes sont les suivantes :

- ❖ N1 ralenti < N1 < N1 max.= 5300 tr/min.
- ❖ N2 ralenti < N2 < N2 max.=15300tr/min.
- ❖ P3 min ralenti < P3 < P3 max.
- ❖ WF min. ralenti < WF < WF max.(limite mécanique d'ouverture de la FMV).
- ❖ Limite de décélération < WF/P3 < limite d'accélération.
- ❖ respect des limites autorisées pour EGT (pendant le démarrage seulement).
- ❖ Respect des lois anti-pompage.
- ❖ Respect des vitesses corrigées limite N1K et N2K. du
- ❖ Respect des limites de variation N2/dt, Dwf/dt.

III-4 INDICATION MOTEUR :

4-1 INDICATIONS DU SYSTEME D'HUILE :

Le système d'indication d'huile du moteur fourni des données sur le système d'huile à la DEUs. L'écran moteur primaire et secondaire sur le panneau d'instrument central (P2) affiche ces données :

- ❖ Quantité d'huile *dans le réservoir*
- ❖ Pression d'huile
- ❖ Température d'huile
- ❖ L'état du filtre de récupération

Ces composants surveillent le système d'huile :

- ❖ Transmetteur de quantité
- ❖ Transmetteur de pression d'huile

- ❖ Sonde de température d'huile
- ❖ Transmetteur de colmatage du filtre récupération

Le transmetteur de quantité d'huile envoie des données de quantité d'huile directement CDS/DEUs.

Les trois autres composants envoient les données à la DEU à travers la EEC. L'ensemble sonde température/pression (T/P) contiennent le transmetteur de pression d'huile et la sonde de température d'huile.

4-2 LOCALISATION DES COMPOSANTS DU SYSTEME D'INDICATION : (FIG 34)

Les composants du système d'indication d'huile de moteur sont sur le coté gauche du carter Fan :

- ❖ Transmetteur de pression d'huile, sur l'ensemble sonde de température/pression position 10 : 00.
- ❖ Sonde température d'huile, sur l'ensemble sonde température/pression position 10 : 00.
- ❖ Transmetteur de colmatage du filtre de récupération, sur l'ensemble filtre récupération position 8 : 00.

Le transmetteur de quantité d'huile est sur le réservoir d'huile position 2 : 00 sur le coté droit du carter Fan. On ouvre les capots Fan pour accéder à ces composants.

2-1 SYSTEME D'INDICATION DE QUANTITE D'HUILE : (Fig 35)

Le système d'indication de quantité d'huile affiche les données d'huile sur l'écran secondaire.

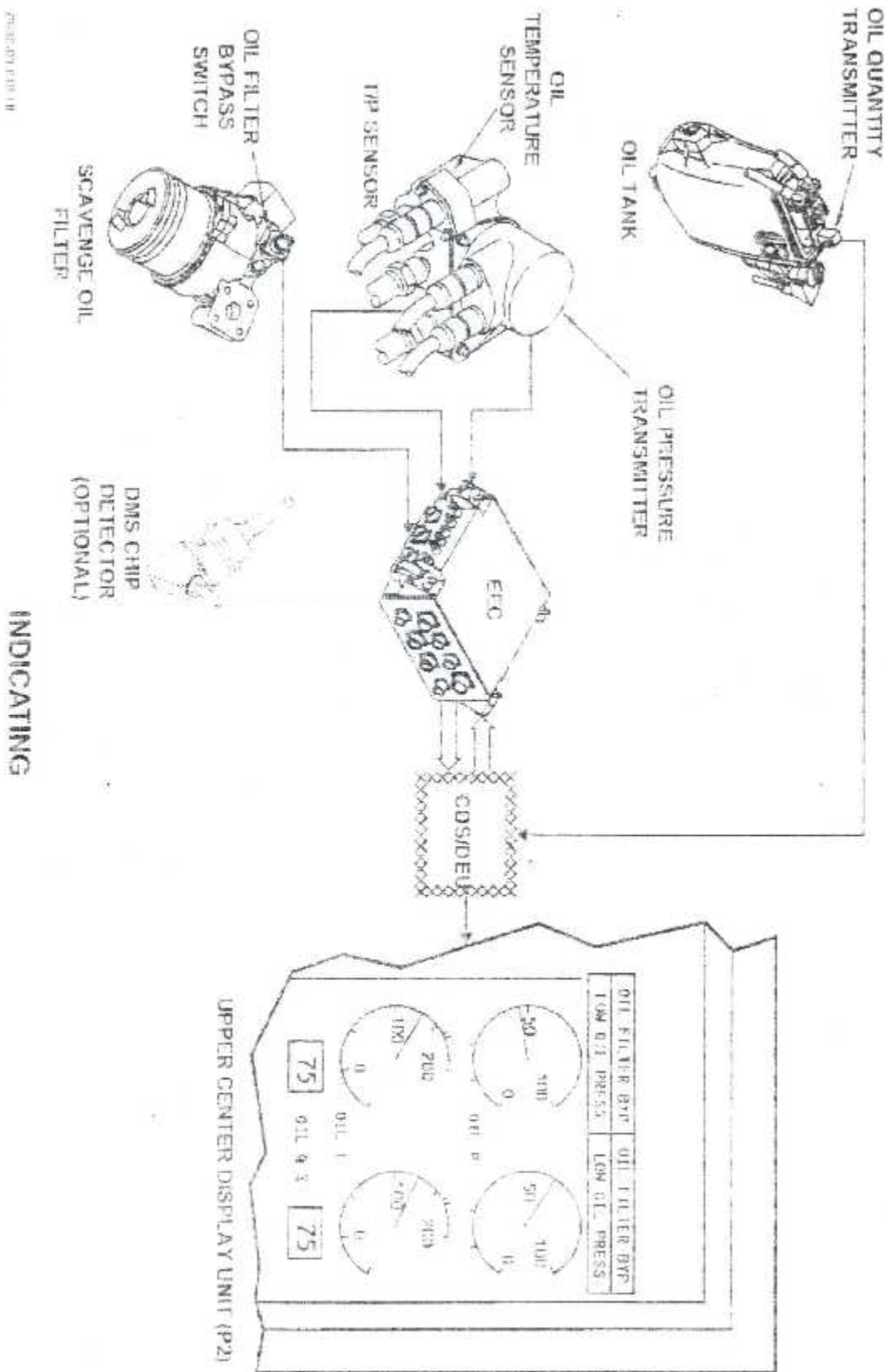
Le système d'indication de quantité d'huile utilise un transmetteur de quantité pour mesurer la quantité d'huile dans le réservoir. Le transmetteur de quantité envoie les données de quantité directement à la DEUs.

Le transmetteur de quantité d'huile est une sonde à résistance électrique. Il utilise un aimant flottant et des capteurs anchés (en forme de



CFM56-7B

TRAINING MANUAL



INDICATING

Fig 34

20-30 001 628 718



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

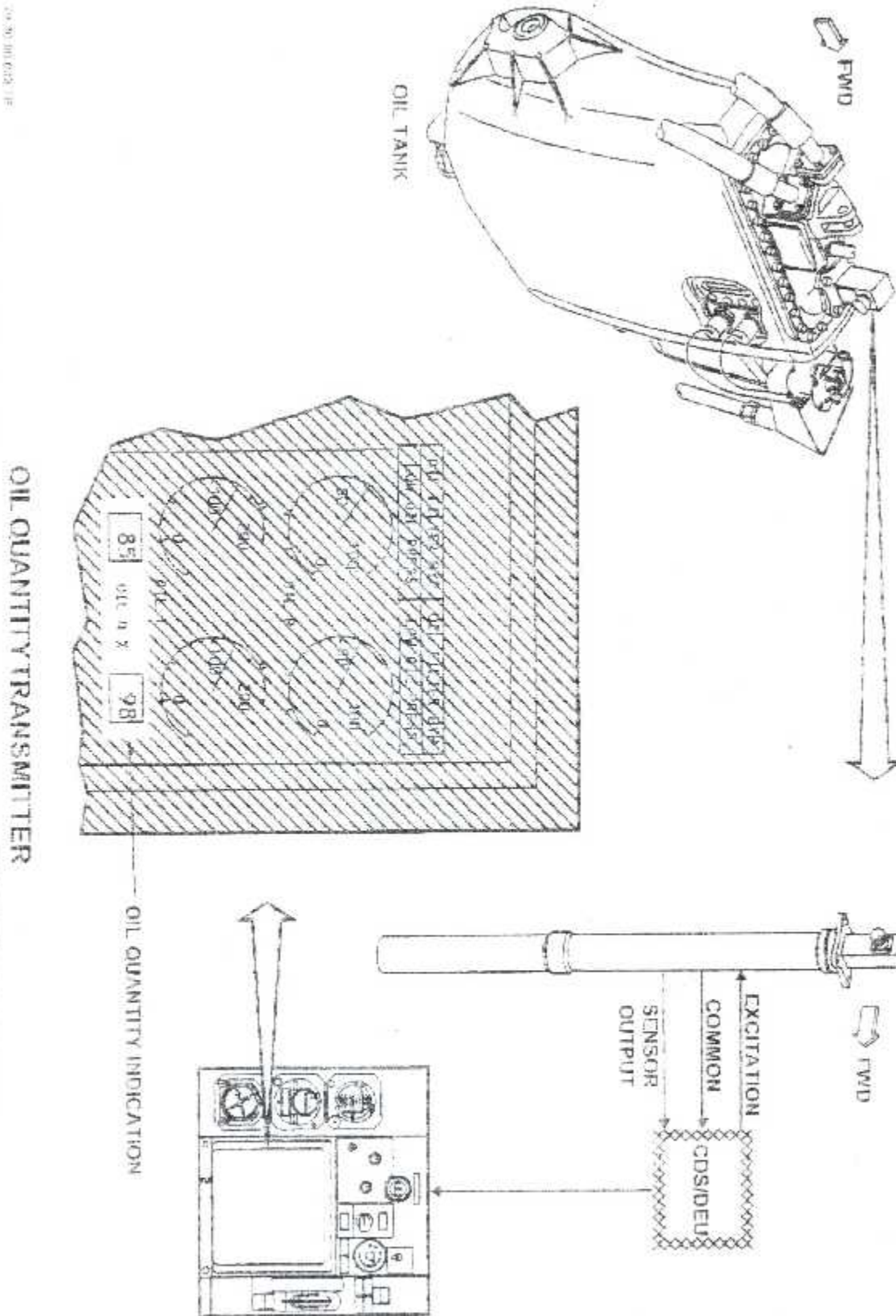


Fig 35

anches) pour donner l'information sur le niveau. Le transmetteur de quantité d'huile a un connecteur pour transmettre les données à la DEUs.

La DEUs fournit un signal d'excitation au circuit de la sonde du transmetteur de quantité d'huile, quand l'aimant flottant se déplace vers le haut ou vers le bas avec le niveau d'huile, les interrupteurs ouvrent ou ferment différents circuits de résistance.

La sonde émet un signal en proportion du niveau d'huile qui va à la DEUs. Cette dernière affiche la quantité d'huile sur l'écran.

L'écran secondaire affiche la quantité en US Quarts. Le plein est de 21.00 Quarts (20.01L). La tolérance est de 2 Quarts, l'intervalle va de 2 Quarts, volume minimum détectable par le transmetteur, à 23 Quarts. Un message de basse quantité d'huile s'affiche quand il y a moins de Quarts (4.2 L) huile.

2-2 SYSTEME D'INDICATION DE PRESSION D'HUILE : (Fig 36)

Le système d'indication de pression d'huile affiche les données de pression d'huile sur l'unité d'écrans(DU).

Le système d'indication de pression d'huile utilise un transmetteur de pression d'huile pour mesurer la pression d'huile à la sortie de la LBU. Le transmetteur de pression d'huile envoie les données de pression d'huile à la DEUs à travers la EEC.

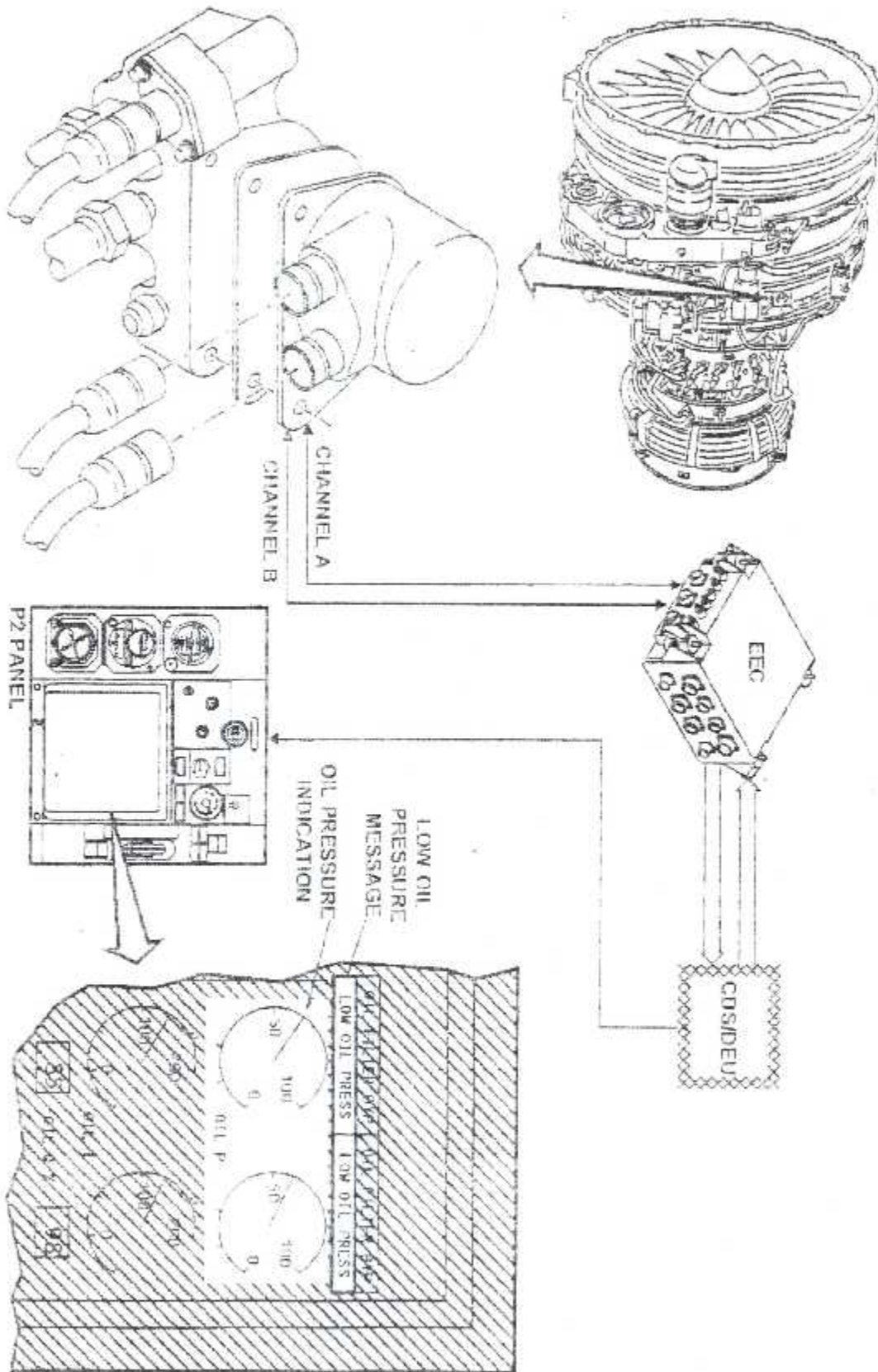
Le transmetteur de pression d'huile a deux (02) éléments senseurs dans un seul logement. Chaque élément est connecté avec un canal de la EEC à travers un connecteur. La sonde température/pression contient le transmetteur de pression d'huile. Le transmetteur de pression d'huile mesure la pression différentielle entre la sortie de la pompe de récupération (conduite de récupération palier avant/TGB) et la cavité TGB.

Le transmetteur de pression d'huile envoie un signal électrique à la EEC. Cette dernière convertit ce signal en un signal ARINC 429 et l'envoie à la DEUs. Cette dernière affiche usuellement la pression d'huile sur l'écran secondaire.

16

29 30 31 32 33 34 35 36 37 38 39 40 41 42 43 44 45 46 47 48 49 50 51 52 53 54 55 56 57 58 59 60 61 62 63 64 65 66 67 68 69 70 71 72 73 74 75 76 77 78 79 80 81 82 83 84 85 86 87 88 89 90 91 92 93 94 95 96 97 98 99 100

OIL PRESSURE TRANSMITTER



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

Fig 36

L'unité d'écrans (DU) avec l'écran secondaire affiche la pression d'huile en deux (02) indicateurs verticaux et deux (02) indicateurs digitaux, un pour chaque moteur. Un pointeur montre la pression d'huile en Psi Différentiel (psid) sur chaque indicateur vertical.

Chaque indicateur a deux (02) marqueurs index. Le marqueur index ambré montre la limite ambrée de pression d'huile. Le marqueur index rouge montre la limite rouge de pression d'huile.

- ◆ Si la pression d'huile est entre la limite ambrée et la limite rouge, l'affichage digital est la boîte autour de cet affichage sont ambrés. La pression d'huile est dans l'intervalle de précaution.
- ◆ Si la pression d'huile est sur la limite rouge, l'affichage digital et la boîte autour de cet affichage devient rouge. La pression d'huile est dans l'intervalle de sur limite

Message de basse pression d'huile : Quand la pression d'huile est au-dessous de la limite rouge, la EEC envoie un signal à la DEUs. Ceci laisse la DU afficher un message de basse pression d'huile ambré.

Il y a un seul message de basse pression d'huile pour chaque moteur. IL s'affiche sur l'écran primaire.

Le message de basse pression ambré clignote pendant 10 secondes puis s'affiche continuellement quand la pression d'huile est au-dessous de la limite rouge.

La DEUS évite le mode de clignotement pour le décollage et l'atterrissage.

Pendant le démarrage, La EEC prévient l'indicateur et le pointeur d'un changement à l'ambré ou le rouge.

2-3 SYSTEME D'INDICATION DE TEMPERATURE D'HUILE :(Fig 37)

Le système d'indication de température d'huile affiche les données de température d'huile sur l'unité d'écran (DU).

77

Le système d'indication de température d'huile utilise une sonde de température pour mesurer la température à la sortie de la LBU. La sonde de température transmet les données de la température à la DEUs à travers la EEC.

La sonde de température d'huile a deux (02) éléments senseurs dans un seul logement.

Chaque élément est connecté avec un canal de la EEC.

Il y a seulement un seul câble pour les deux canaux. La sonde de température/pression contient la sonde de température.

La sonde de température d'huile obtient les données de température des conduites de refoulement du palier avant et TGB. La sonde de température envoie un signal électrique à la EEC. La EEC convertie ce signal

en un signal ARINC 429 et l'envoie à la DEUs. Cette dernière affiche habituellement la température d'huile sur l'écran secondaire.

La température d'huile est affichée sur deux (02) indicateurs verticaux et deux (02) afficheurs digitaux, un pour chaque moteur. Un pointeur montre la température d'huile en degré Celsius (C°) sur chaque indicateur.

Chaque indicateur vertical a deux (02) marqueur index.

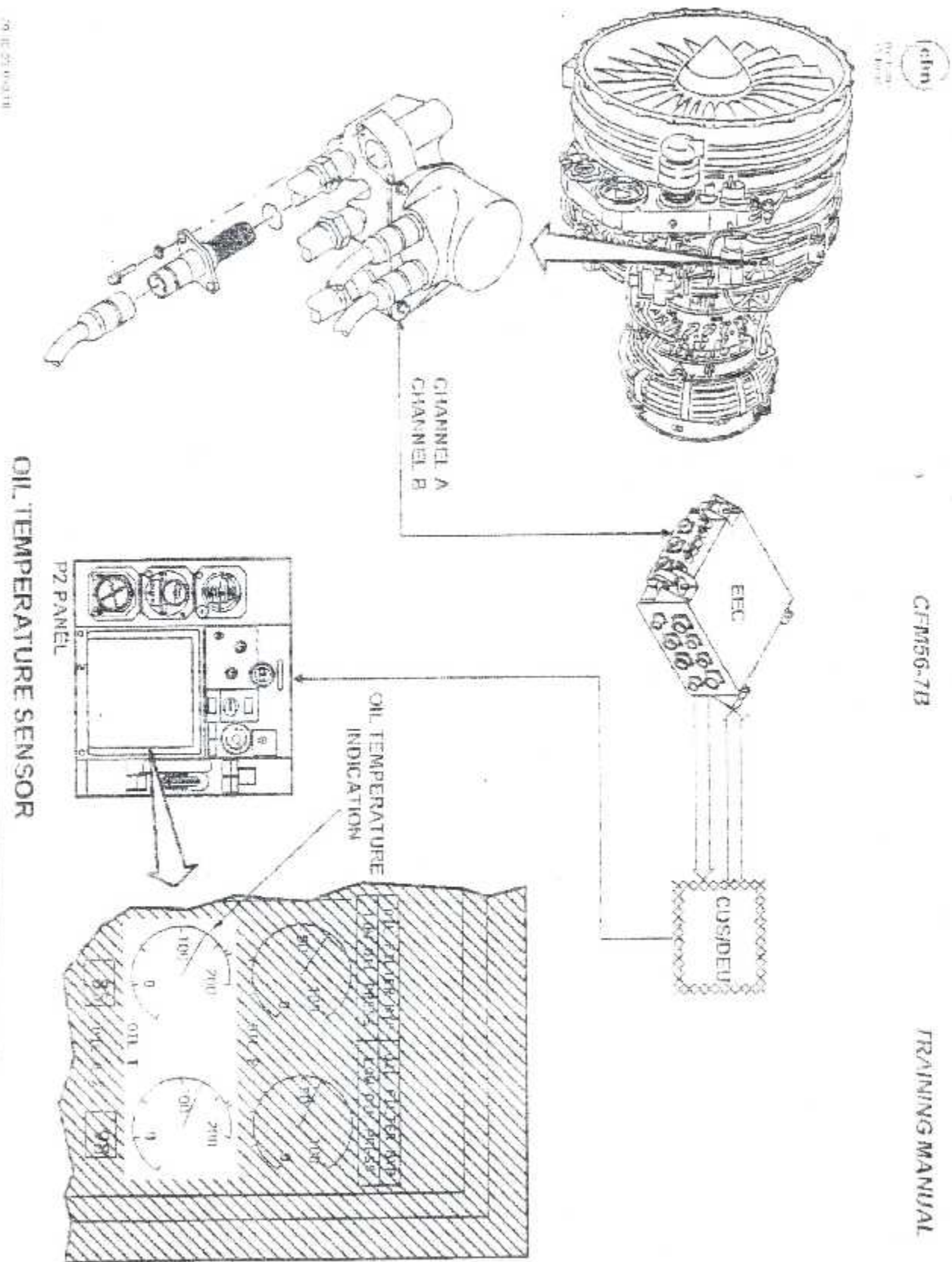
Le marqueur index ambré montre la limite ambré de température.

Le marqueur index rouge montre la limite rouge de température.

- ❖ Si la température est entre la limite ambrée et la limite rouge, L'afficheur digital et la boîte qui l'entoure sont ambrés. La température d'huile est dans l'intervalle de précaution.
- ❖ Si la température d'huile dépasse la limite rouge, l'afficheur digital et la boîte qui l'entoure sont rouge. La température d'huile est dans l'intervalle de sur-limite.

18

7610005-00-0100



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

Fig 37

2-4 SYSTEME D'AVERTISSEMENT DE BY-PASS DU FILTRE A HUILE : (Fig 38)

Le système d'avertissement de by-pass du filtre à huile affiche les données d'état du filtre de récupération sur la CDS (DU).

Le système d'avertissement de by-pass à huile utilise un transmetteur de colmatage du filtre de récupération. Le transmetteur se ferme avant l'ouverture de la valve de by-pass du filtre. Le transmetteur de colmatage du filtre envoie la donnée de by-pass à la DEUs à travers la EEC.

Le transmetteur de colmatage du filtre de récupération est connecté avec la EEC par un seul connecteur. Le filtre de récupération possède un transmetteur de colmatage du filtre.

Le transmetteur de colmatage du filtre de récupération surveille la différence de pression entre l'entrée et la sortie du filtre de récupération. Quand le transmetteur de colmatage du filtre de récupération se ferme, il

envoie un signal électrique à la EEC qui le convertit en un signal ARINC 429 et l'envoie à la DEUs qui affiche habituellement le message de by-pass du filtre de récupération sur l'écran central supérieure.

Message de by-pass filtre : Quand le transmetteur de colmatage du filtre de récupération se ferme, la EEC envoie un signal à la DEUs qui crée un message qui s'affiche sur la DU sous la forme << OIL FILTER BYP >>.

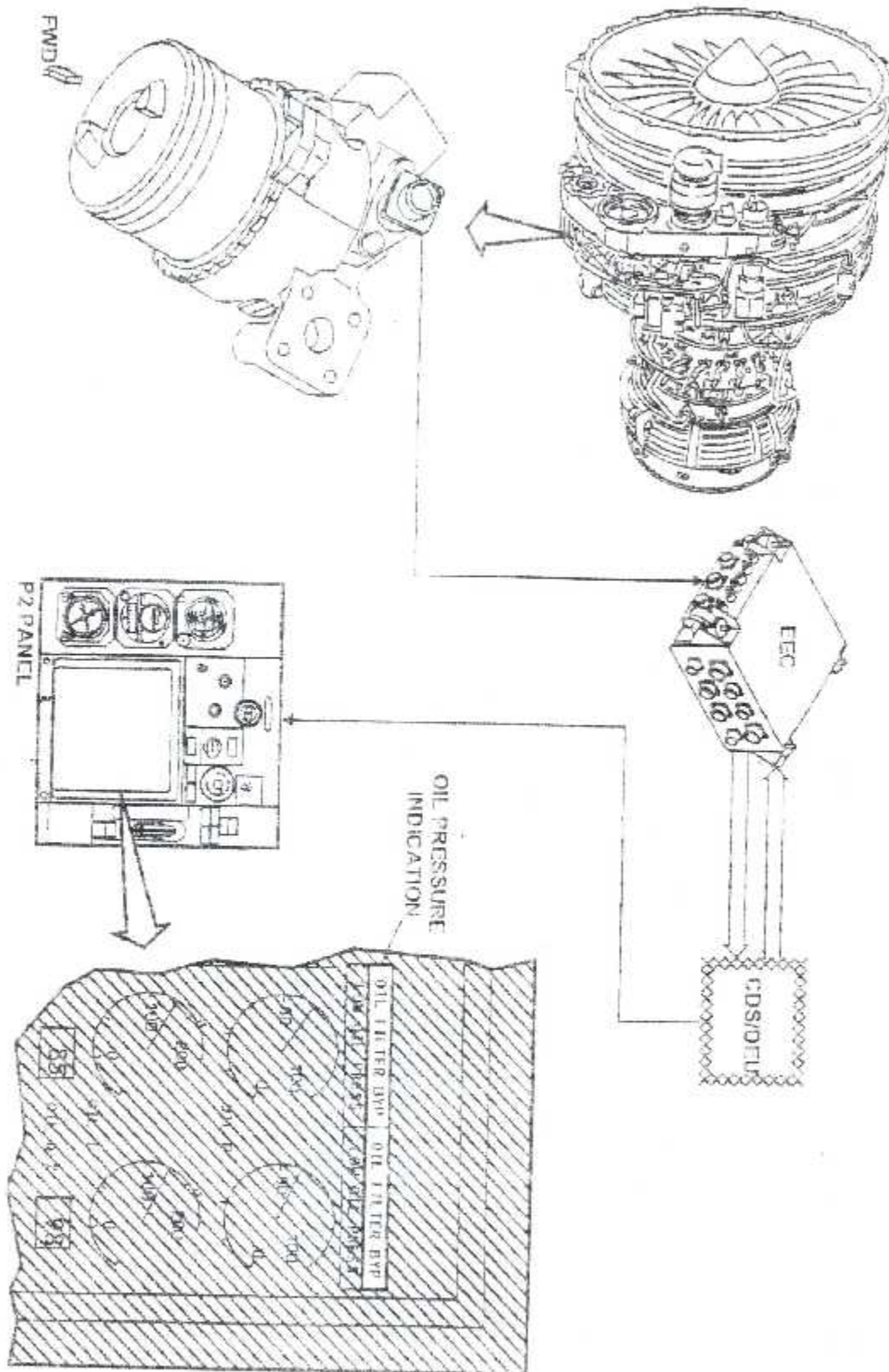
Le message de by-pass du filtre clignote pendant 10 secondes et ensuite continuellement.

III-5 INDICATIONS AU COCKPIT :

Comme les autres jets de transport, le cockpit a un :

- ❖ Panneau supérieur arrière.
- ❖ Panneau supérieur avant.
- ❖ Panneau à témoin lumineux (incluant le Auto pilot).
- ❖ Unité d'écran commun CDS.

78 20001 150-110



(clm)

CFM56-7B

TRAINING MANUAL

OIL FILTER BYPASS SWITCH

Fig 38

- ❖ Panneau électronique avant CDU.
- ❖ Stand de contrôle.
- ❖ Panneau électronique arrière.

Il y a six (06) écrans à cristaux liquide (LCD) plats pour afficher les données du vol et les données moteur. Le système d'instrument de vol électronique (EFIS) montre les instruments de vol primaire et les données de navigation dans un format PFD/ND.

Les indications avion et moteur au cockpit sont réparties comme suite :

- **Système d'écran commun (CDS) :** Le système d'écran commun CDS a deux fonctions :

Il fournit les données systèmes avion à l'équipage et permet le contrôle des écrans. Les données avion sont affichées dans l'unité des six (06) écrans plats DU. Les DUs sont :

- ❖ L'écran externe et interne commandant de bord.
- ❖ L'écran externe et interne copilote.
- ❖ L'écran supérieur et inférieur.

La DE L'EXTERNE et interne affiche les données primaires de vol et de navigation.

La DU supérieure affiche les données d'instrument primaires moteur et carburant.

La DU inférieure est normalement éteinte ou affiche des données d'instrument moteur secondaires ou des données système sous des conditions spécifiques.

- **Unités électronique d'écrans DEUs :** Deux (02) unités électronique d'écrans DEUs reçoivent les données provenant des capteurs et systèmes avion. Les DEUs fournissent ces données à la DU.

Normalement, la DEU 1 fournit les données à l'écran externe et interne du commandant de bord et la DU supérieure. La DU 2 fournit les

données à l'écran externe et interne du copilote et la DU inférieure. Si nécessaire une DU fournit les données aux six (06) Dus.

Les DEUs sont l'interface entre les DUs de la CDS et les systèmes moteur pour afficher les données suivantes :

- ❖ N1
- ❖ N2
- ❖ EGT
- ❖ Indication de dégivrage thermique.
- ❖ Débit carburant.
- ❖ Carburant consommé.
- ❖ Pression d'huile.
- ❖ Température d'huile.
- ❖ Quantité d'huile.
- ❖ Vibration moteur.
- ❖ Pression hydraulique.
- ❖ Quantité hydraulique.
- ❖ Message d'alerte équipage.
- ❖ Message limite auto-poussée.
- ❖ Mode de pousse.
- ❖ Température d'air totale.

• **Panneau supérieur arrière (P5)** : Il est situé au centre (vers l'arrière) à la portée de l'équipage pour atteindre les systèmes avion et quelques interfaces moteur :

- ❖ Interrupteurs EEC.
- ❖ Témoin ENGINE CONTROL.
- ❖ Témoin ALTN (alternateurs).

• **Panneau supérieur avant (P5)** : Il est situé au centre (vers l'avant) à la portée de l'équipage pour atteindre les systèmes avion et quelques interfaces moteur :

- ❖ Interrupteurs de démarrage moteur.
- ❖ Interrupteurs d'allumage.
- ❖ Interrupteur de l'APU.
- ❖ Interrupteurs des pompes carburants.
- ❖ Témoin ENG VALVE CLOSED.

21

❖ Témoin FILTER BY-PASS (de carburant).

• **Panneau de témoins lumineux (P7) :** Les témoins maîtres lumineux qui sont en interface avec les systèmes moteur sont localisés dans ce panneau, vu sa situation, pour avertir et alerter l'équipage des dysfonctionnement des systèmes.

• **Panneau électronique avant (P9) :**(Fig 39) Il inclut les deux (02) unités d'écrans de contrôle (CDU). La CDU est en interface avec les systèmes avion pour :

- ❖ Enregistrement des anomalies.
- ❖ Les excédances moteur.
- ❖ Configuration du matériel.
- ❖ Configuration logiciel.
- ❖ Tests de maintenance.

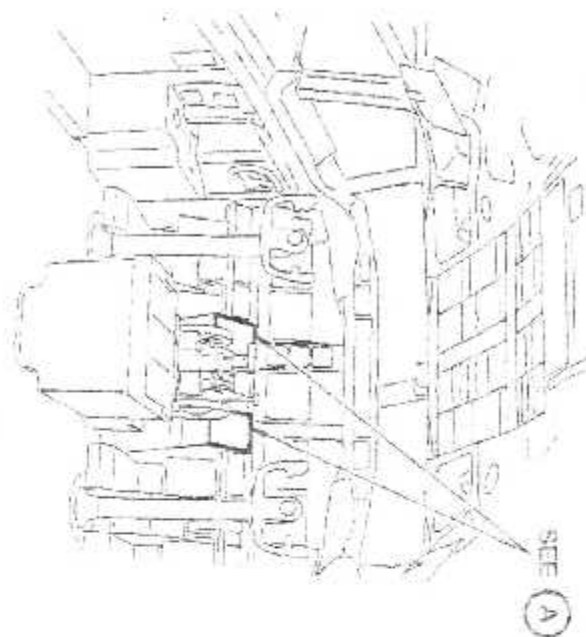
• **Stand de contrôle :** Il contient la manette des gaz, les leviers des volets et aérofreins, le frein de parking, les trimes manuelle et les leviers de démarrage moteur.

• **Panneau électronique arrière (P9) :** Il contient les interrupteurs d'extinction d'urgence des deux moteurs et de l'APU (en cas d'incendie) et les radios de communication et de navigation.

• **Système de surveillance de vibration avion :** Les systèmes AVM se consiste en :

- ❖ Conditionneur de signal AVM.
- ❖ Accéléromètre de vibration du roulement No1.
- ❖ Accéléromètre FFCCV.

Le système AVM fournir en permanence les données de vibration du moteur à la CDS. Il utilise le N1, N2 et les données de vibration pour les fournir à un conditionneur de signal qui amplifie les données autant que signal analogique pour la DEU et l'unité d'acquisition des données du vol (FDAU). Les données sont affichées sur l'écran central supérieur (P2) en unité.



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

COMMON DISPLAY UNIT - CDU

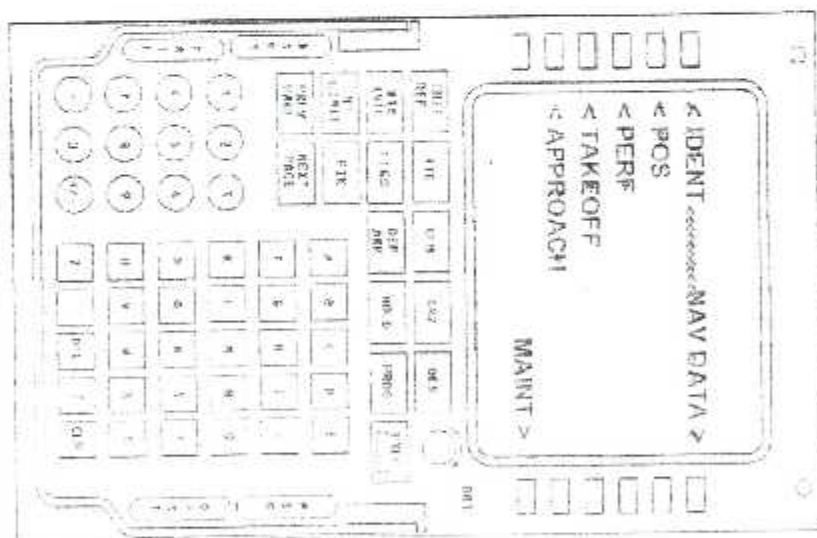


Fig 39

Chapitre IV

MAINTENANCE

IV MAINTENANCE :

IV-1 DEFINITION DE LA MAINTENANCE :

La maintenance est un ensemble d'actions et d'opérations ayant pour but de maintenir un matériel à son potentiel de performances et de disponibilité à un niveau fixé par l'autorité responsable (l'état).

En aéronautique, la maintenance est un corps important régie par des réglementations tel que les JAR45 et est soumise à une structure organisationnelle technique importante à un point que pas toutes les compagnies aériennes peuvent se permettre indépendamment et sans sous-traitance.

La maintenance des avions s'effectue dans ces structures, citées ci-dessus, selon deux types :

• **La maintenance en ligne :** C'est des opérations routinières qui s'effectuent sur les lignes de vol (parking) ou en escale, elle comporte les inspections :

- ❖ Avant le vol.
- ❖ Après le vol.

Elle peut aussi en, cas de panne, intervenir pour résoudre les anomalies suivant le **BOEING 737 FIM MANUAL**.

• **La maintenance en atelier :** C'est des opérations plus approfondies que les opérations de la maintenance en ligne qui est limitée par le temps et les moyens de dépose et repose.

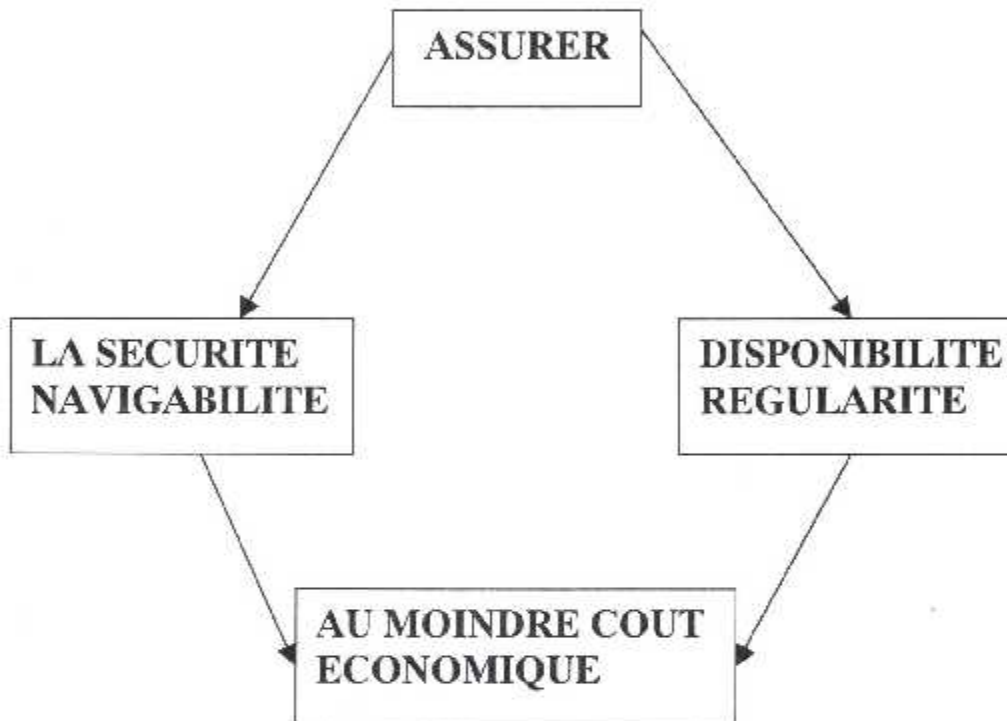
La maintenance en atelier intervient lors de pannes graves qui nécessite la dépose du moteur et le changement de pièces importantes tel que :

- ❖ Changement des paliers.
- ❖ Réparation des composants du circuit d'huile.



La maintenance a trois objectifs :

- ❖ Assurer la SECURITE au niveau le plus haut (navigabilité).
- ❖ Assurer la DISPONIBILITE maximum (régularité).
- ❖ Assurer le COUT minimum (économie).



Dans le domaine aéronautique la maintenance représente 14,86% des coûts d'une compagnie de transport aérien qui peut changer en mieux ou en pire en privilégiant entre les deux politiques de maintenance suivantes :

IV-2 Maintenance programmée (préventive) :

C'est l'ensemble des opérations destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ses éléments en état d'être exploiter normalement c'est << l'aptitude au vol >>.

Elle est effectuée selon des critères prédéterminés, dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance d'un bien.

La prévention doit permettre d'éviter les pannes en cours d'utilisation par une intervention de maintenance prévue, préparée et programmée avant la date probable d'apparition d'une défaillance.

Il y a deux types de maintenance préventive :

- ***La maintenance préventive systématique (vie limite) :***

La maintenance préventive systématique consiste à effectuer des interventions périodique (visite intermédiaire, générale) selon un planning établi suivant le temps ou le nombre d'unité d'usage.

- ***La maintenance préventive conditionnelle (selon état) :***

L'application de la maintenance préventive conditionnelle est reliée à un type d'événement déterminé en fonction de l'état matériel. Cette forme de maintenance a pour but d'assurer le suivi continu en service.

IV-3 MAINTENANCE NON PROGRAMMEE (CURATIVE) :

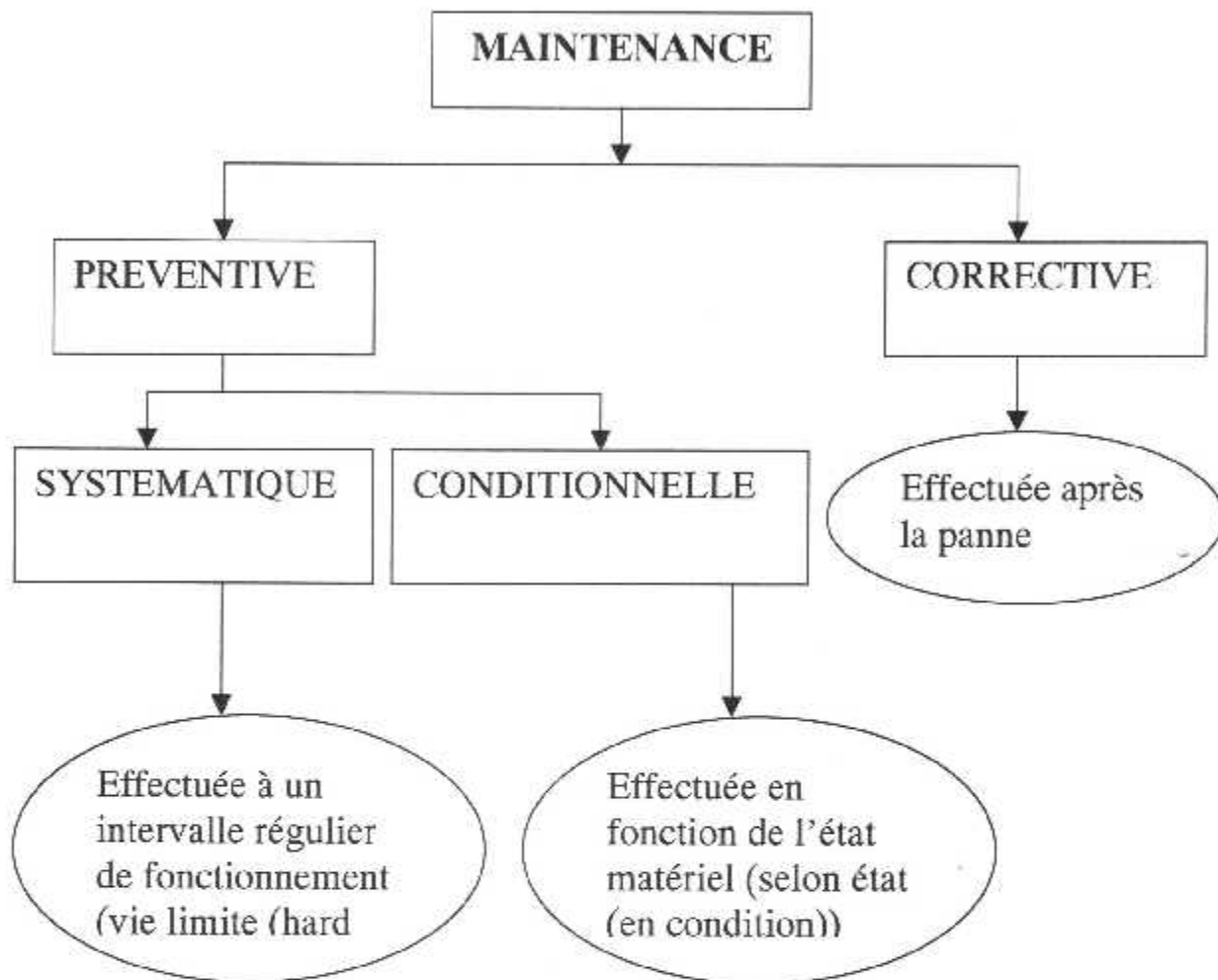
La maintenance non programmée est l'ensemble des opérations ayant pour objectifs de remédier (corriger) les avaries survenues en fonctionnement, en d'autres termes c'est la << la remise en état de l'avion >> ou après détection d'une défaillance.

Ces opérations sont :

- ❖ S'informer et analyser la situation.
- ❖ Etablir le diagnostique (chercher les causes les plus probables).
- ❖ Vérifier la cause.
- ❖ Dépose/pose.
- ❖ Vérifier le résultat de réparation.
- ❖ Rédiger le rapport d'intervention.

Ceci sont des exemples de travaux de maintenance non programmée :

- ❖ Panne en vol.
- ❖ Panne au sol.
- ❖ Problème de fonctionnement.
- ❖ Dommages structural.



IV-4 LES CONTROLES NON-DESTRUCTIFFES :

Le but principal du contrôle non destructif est de détecte les défauts engendrant un néfaste comportement, d'une pièce et de fourni les données concrète pour juger l'état, la qualité..., c'est le seul contrôle qui détecte les défauts et préserve l'intégrité de la pièce.

IV-5 LES DOCUMENTS DE MAINTENANCE POUR LE 737-600-700-800 : (Fig 40)

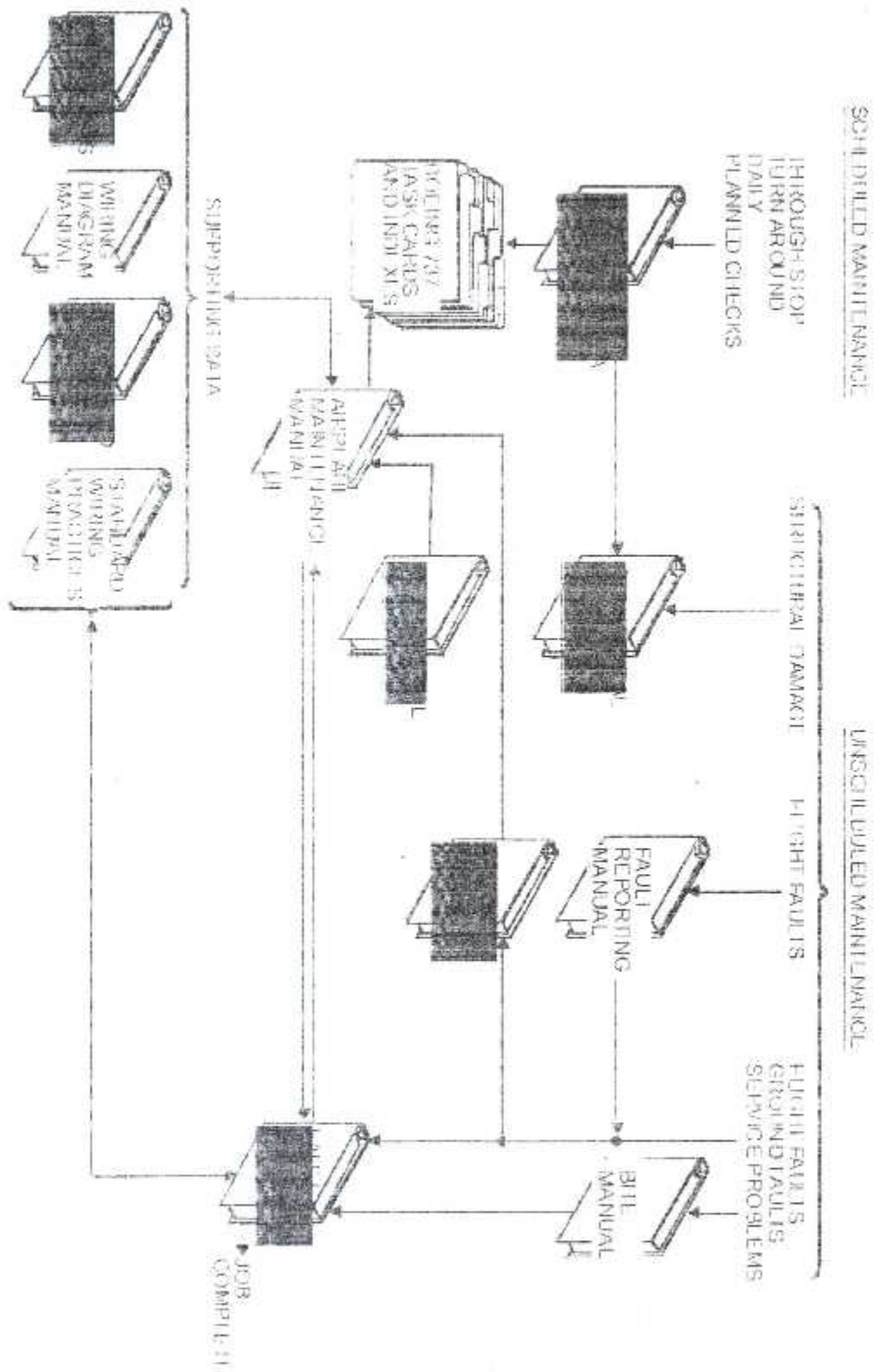
Les documents fournissent de l'aide pour toutes les activités de maintenance.

cfm

International

CFM56-7B

TRAINING MANUAL



MAINTENANCE DOCUMENTS

21-70-100-1000

Fig 40

5-1 DIFFERENTS TYPES DE MAINTENANCE :

Plusieurs différents ensemble pour nous permettre de maintenir l'avion, les documents de maintenance vont aider à faire le travail de maintenance programmée et non programmée.

- ***Les documents de maintenance non- programmée :***

- ❖ Fault Reporting Manual (FRM)
- ❖ Fault Isolation Manual (FIM)
- ❖ Built In-test Equipment Manual (BITE)
- ❖ Structural Repair Manual (SRM)
- ❖ Dispatcher Déviation Guide (DDG)
- ❖ Air plane Maintenance Manuel (AMM)

- ***Les documents de maintenance programmée :***

- ❖ Maintenance planning documents (MPD)
- ❖ Air plane maintenance manuelle (AMM)

Les documents suivants fournissent des données de support pour faire la maintenance programmée :

- ❖ System Schematic Manual (SSM).
- ❖ Wiring Diagram Manual (WDM).
- ❖ Structural Repair Manual (SRM).
- ❖ Illustrated Part Catalog.

Chaque document de maintenance a une introduction pour nous montrer comment utiliser ce document.

5-2 AIRPLANE MAINTENENCE MANUAL (AMM) :

Le AMM a deux parties :

- ◆ Partie I (Fig 41)
- ◆ Partie II (Fig 42)

La partie I est la SDS (Système Description Section). Cette section remplace la section description et opération (D et O) des 737-300/400-500.

La SDS apporte les descriptions des interfaces, fonction et opération des systèmes et sous-systèmes avion.

La SDS est divisée en chapitre ATA (système) ou chapitre/section (sous-système).

La SDS utilise des textes et schémas.

La partie II est les procédures et pratiques. Ces dernières ont les données liées aux fonctions suivantes :

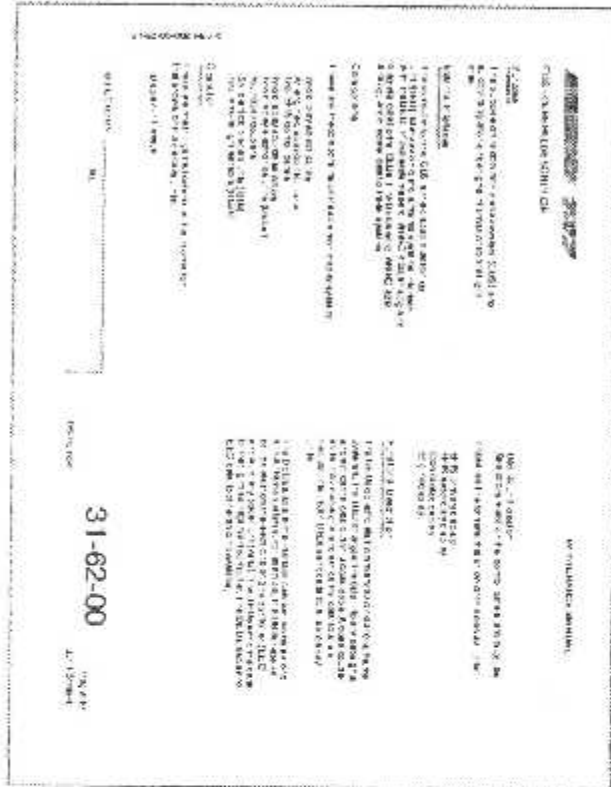
- ❖ Dépose/Pose des composants.
- ❖ Localisations des composants.
- ❖ Pratique de maintenance.
- ❖ Servicing.
- ❖ Ajustement/Teste.
- ❖ Inspection/Contrôle.
- ❖ Nettoyage/Penture.
- ❖ Réparation.

Le manuel a un système de numérotation du chapitre suivant la norme ATA comme suite :

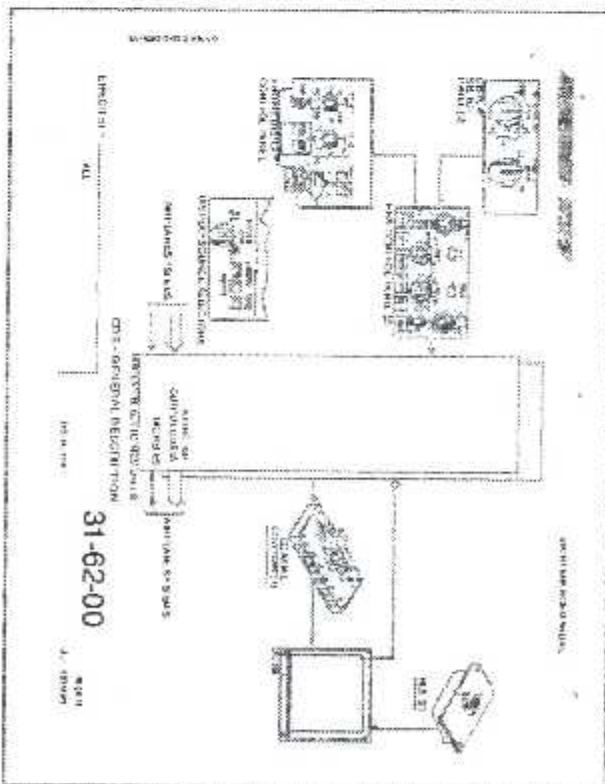
XX-YY-ZZ
XX : Chapitre ATA
YY : sub-système ou sous-système
ZZ : Unité (composant).

Chaque page a deux numéros dans le coin inférieur droit :

Le ASN est un numéro de page sujet.



TEXT PAGE



MAINTENANCE DOCUMENTS - AMM PART 1 - SYSTEMS DESCRIPTION SECTION

BT-406-003002

Fig 41



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

727 ENGINE OIL
MAINTENANCE MANUAL

727 ENGINE OIL
MAINTENANCE MANUAL

Display 31 - MAINTENANCE PROCEDURES SYSTEMS

TABLE OF CONTENTS

Subject	Page	Chapter	Section
MAINTENANCE PROCEDURES SYSTEMS	21-0000		
MAINTENANCE PROCEDURES	21-1000		
CENTRAL PANEL	31-11-01	301	ALL
ENGINE PANEL	30-11-01	301	ALL
PILOTS LOUVERS (PL)	21-11-01	301	ALL
FIRST CHECKERS PANEL	27-11-01	301	ALL
PILOTS CONTROL STATION	21-11-02	301	ALL
A-ELECTRIC FAN FAN 1	21-11-03	301	ALL
FORWARD OVERHEAD PANEL	21-11-04	301	ALL
AFT OVERHEAD PANEL	21-11-05	301	ALL
WIRE ELECTRICAL INSTRUMENTS	2-0000		
CLONES	21-01-00	301	ALL
ADDITIONAL	21-01-01	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-02	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-03	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-04	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-05	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-06	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-07	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-08	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-09	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-10	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-11	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-12	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-13	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-14	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-15	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-16	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-17	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-18	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-19	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-20	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-21	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-22	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-23	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-24	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-25	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-26	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-27	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-28	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-29	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-30	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-31	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-32	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-33	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-34	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-35	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-36	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-37	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-38	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-39	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-40	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-41	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-42	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-43	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-44	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-45	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-46	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-47	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-48	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-49	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-50	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-51	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-52	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-53	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-54	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-55	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-56	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-57	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-58	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-59	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-60	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-61	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-62	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-63	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-64	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-65	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-66	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-67	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-68	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-69	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-70	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-71	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-72	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-73	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-74	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-75	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-76	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-77	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-78	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-79	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-80	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-81	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-82	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-83	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-84	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-85	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-86	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-87	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-88	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-89	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-90	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-91	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-92	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-93	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-94	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-95	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-96	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-97	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-98	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-01-99	301	ALL
FLIGHT DATA RECORDER (FDR)	21-02-00	301	ALL

31-CONTENTS PART II

Page 1
Rev 1500

Page 1
Rev 1500

CHAPTER TABLE OF CONTENTS (TYPICAL)

MAINTENANCE DOCUMENTS - AMM PART 2 - MAINTENANCE PROCEDURES

Fig 42

Les pages sont réparties comme suites :

Type de page	Bloc de page
Pratique maintenance (MP)	201-299
Servcing/pose (SRV)	301-399
Dépose/pose (R/I)	401-499
Ajustement/test (A/T)	501-599
Inspection/contrôle (I/C)	601-699
Nettoyage/peinture(C/P)	701-799
Réparation (AR)	801-899
Dispatc Déviation Guide (DDG)	901-999

5-3 SYSTEM SCHEMATICS MANUAL (SSM) :

Le SSM apporte à l'utilisateur une compréhension du fonctionnement du système et l'aide dans la procédure d'isolation de panne. Il fournit l'interconnexion «lru » d'un système ou sub-système.

Il fournit aussi une connaissance générale concernant le fonctionnement d'un système.

5-4 WIRING MANUAL DIAGRAM (WDM) :

Le WDM fournit des détails sur les câbles d'un point à un point dans l'avion.

5-5 ILLUSTRATED PART CATALOG (IPC) :

L'IPC fournit des données sur le remplacement d'une pièce. Ces données incluent :

- ❖ Numéros de pièces de rechange.
- ❖ Illustration de pièces.
- ❖ Données de support.
- ❖ Numéros de spécification.
- ❖ Les activités Service Bulletin.
- ❖ Pièce de rechange recommandée.

5-6 STANDARD WIRING PRACTICES MANUAL (SWPM) :

Le SWPM a des instructions pour la maintenance et la réparation du câblage de tous les avions Boeing.

5-7 FAULT REPORTING MANUAL (FRM) :

L'équipage utilise le FRM pour améliorer la communication avec le personnel de maintenance.

L'équipage utilise le FRM pour avoir les codes de pannes pour les pannes avions.

Ces pannes peuvent être (Flight deck effect) ou autres.

Le FRM a un log-book standard avec entête pour chaque code de panne.

Le code de panne permet une maintenance rapide quand l'avion atterrit.

Les codes de pannes FRM nous renvoient au FIM.

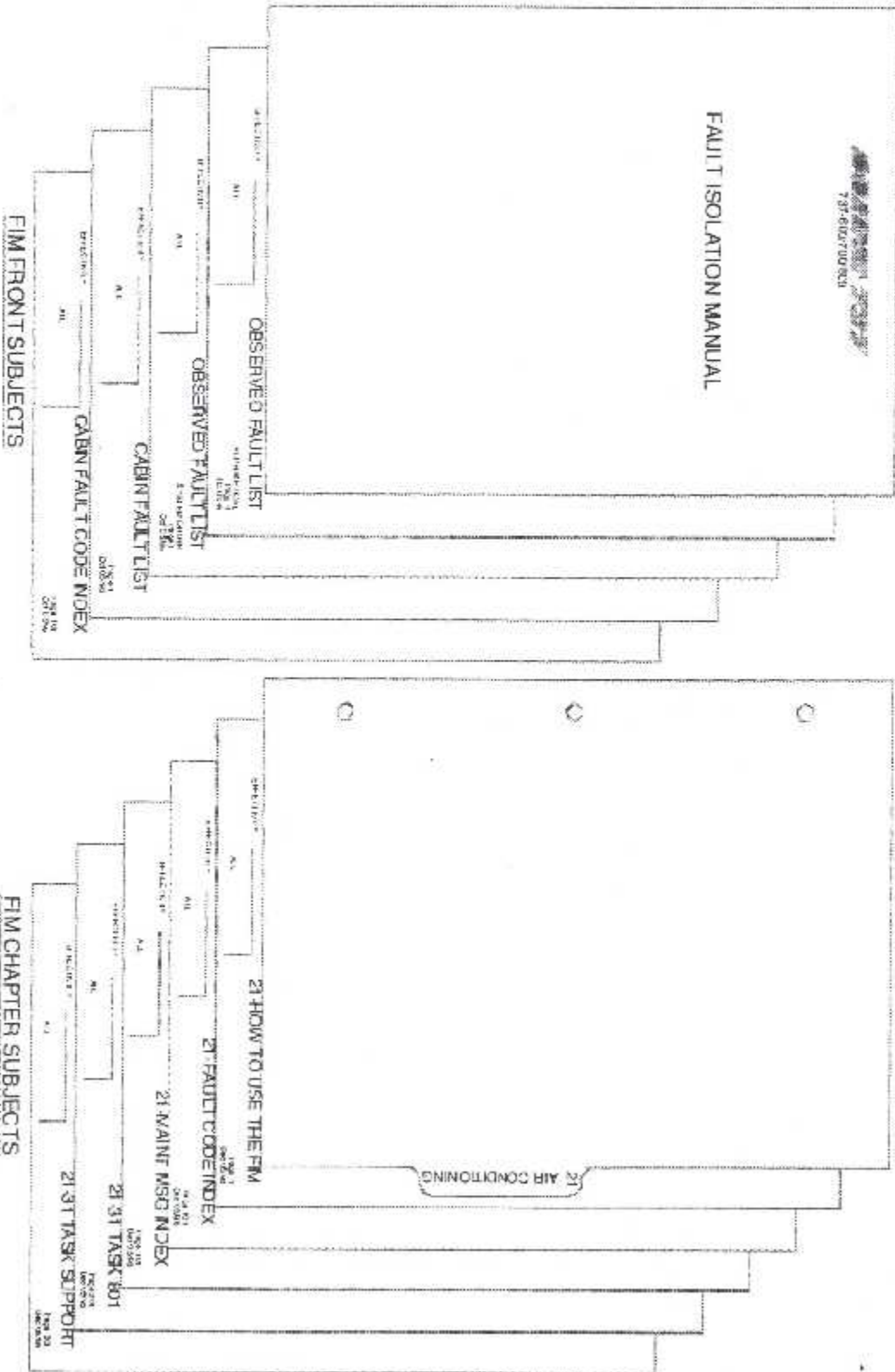
5-8 FAULT ISOLATION MANUAL(FIM) :(Fig 43)

On utilise le FIM pour réparer les pannes. On commence la procédure d'isolation de la panne avec les codes de panne du FRM ou une description de la panne. Le FIM va identifier les actions de maintenance pour corriger la faute.

5-9 BITE MANUAL :(Fig 44)

On utilise la BITE MANUAL pour avoir les données sur la panne de l'équipement de test incorporé dans l'avion. Si on commence la procédure d'isolation de la panne avec des pannes observées, la BITE MANUAL va identifier qu'elle panne observée on a besoin de données de l'équipement de test incorporé.

La BITE MANUAL a les procédures BITE du FIM.



MAINTENANCE DOCUMENTS - FAULT ISOLATION MANUAL (FIM)

Fig 43



CFM56-7B

TRAINING MANUAL

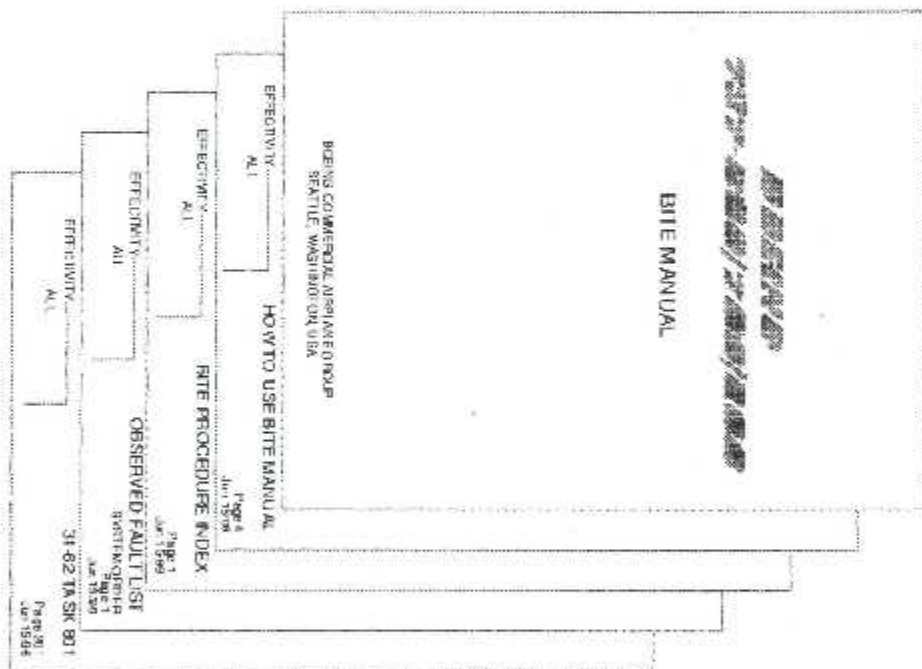


Fig 44

MAINTENANCE DOCUMENTS - BUILT IN TEST EQUIPMENT (BITE)

01-00-001 200

5-10 STRUCURAL REPAIR MANUAL (SRM):

Le SRM fourni des informations descriptives et des instructions spécifiques pour aider la réparation de la structure de l'avion sur terrain. Il a des données relatives au domaine suivant.

- Evaluations des dommages permis.
- Réparation typique.
- Identification matérielle.
- Installation rapide.
- Contrôle d'alignement.
- Planification.

5-11 DEVIATION DISPATCH GUIDE(ddg) :

Le DDG fourni l'équipement minimum recommande par Boeing requis pour dispatcher dans le Master Minimum Equipment Liste (MMEL). Il fourni aussi la procédure pour dispatcher avec une panne si c'est possible.

IV-6 DIFFERENTS TYPES DE PANNES :

6-1 PANNE SIMPLE ACTIVE :

EXEMPLE : Blocage des commandes (aileron, empennage), fuite, rupture court circuit.

6-2 PANNE PASSIVE (DORMANTE, CACHEE) :

C'est une panne dont la présence n'est pas immédiatement détectée.

EXEMPLE : Système redondant, système de protection.

6-3 PANNE MULTIPLE DU A UNE CAUSE UNIQUE (LE MODE COMMUN) :

EXEMPLE : Le feu, l'explosion, la foudre, FOD, DOD, la grêle.

6-4 PANNE EN CASCADE :

Une panne simple pas critique en elle-même entraîne une série d'autre panne successive.

6-5 ERREUR DE CONCEPTION :

Environnement différent de celui prévu.

EXEMPLE : Erreur logicielle

6-6 ERREUR DE FABRICATION :

EXEMPLE : Assurance qualité (JAAR 145).

6-7 ERREUR DE MAINTENANCE :

EXEMPLE : Oubli outil, montage incorrecte.

6-8 ERREUR DANS L'APPLICATION DU TEST :

EXEMPLE : Banc d'essai.

6-9 ERREUR DE PILOTAGE :

EXEMPLE : Erreur d'application des procédures, conception de l'interface(lient) équipage avion à mettre en cause.

IV-7 CLASSE DES PANNES :

Les pannes, classes 1, 2 et 3 n'infectent pas la sécurité de l'avion de la même façon, on distingue donc différents classes de pannes en fonction de leur gravité(conséquence).

7-1 PANNE CLASSE 1 :

Elle nécessite d'être portée à la connaissance de l'équipage parce qu'elles ont des conséquences opérationnelles(poursuit de vol), elles nécessitent obligatoirement une action du pilote pour remédier à la panne (C'est une

panne NO GO), c'est à dire ; elle doit être impérativement réparée, si non, l'avion ne décolle pas.

7-2 PANNE CLASS 2 :

Elles n'ont pas des conséquences opérationnelles pour le vol en cours et pour les prochains vols (dans la limite retour à la base principale), elles sont directement portées à la connaissance de l'équipage, elles doivent être rapportées au log book.

Ce sont des pannes non pas besoin d'être réparées mais il faut prendre quelques précautions.

7-3 PANNE CLASSE 3 :

Elles ne sont pas indiquées à l'équipage car elle n'a des conséquences opérationnelles sur l'avion et n'infecte pas la sécurité de l'avion. Elles ne peuvent être jamais réparées, si ce n'est que pour des considérations économiques et disponibilités.

Ce sont des pannes GO, sans des conditions car elles n'ont pas besoin d'être réparées, leur dépannage relève alors du critère lié à la gestion de la compagnie, en outre critère économique de prestige, et de disponibilité de l'équipement.

Exemple du FIM

(EGT)

Vous avez vu ou entendu des indications d'un décrochage ou pompage –indication de température des gaz d'échappement montre que l'EGT est plus haut que la limite de la ligne rouge

-Voir l'Indication de l'EGT
-Est-ce que le cercle autour de l'indication numérique est rouge ?

NON

-Allez à la liste des fautes observées dans le FIM et faites l'application des tâches d'isolation de la faute pour pompage /décrochage

OUI

Obtenez les données de l'excédence d'EGT.
-Remettez à Zéro cette excédence.
-Procédez à une inspection du moteur.
-Est-ce que l'inspection est satisfaisante ?

NON

Remplacez le moteur

OUI

Inspection du moteur après pompage .
Est-ce que vous ne trouvez pas un endommagement qui dépasse les limites?

NON

Remplacez le moteur

OUI

Faites l'isolation de la panne de pompage du moteur.
-Si vous ne trouvez pas la faute alors procédez à une inspection boroscopique des ailettes du compresseur.
-Est-ce que vous ne trouvez pas Un endommagement qui dépasse les limites

NON

Remplacez le moteur

OUI

-Nettoyez le moteur avec de l'eau tiède.
-Si le fonctionnement du moteur n'est pas satisfaisant alors remplacez-le

OUI

-Faites la confirmation de réparation
-Surveillez le fonctionnement du moteur dans le vol prochain

EXPLICATION DE L'ORGANIGRAMME

En premier lieu, le mécanicien doit vérifier le bon fonctionnement de l'indication d'EGT pour cela ; il contrôle l'indication numérique est ce qu'elle est de couleur blanche, alors il doit faire un point fixe pour son bon fonctionnement. Par contre si l'indication est de couleur rouge, alors remettre à zéro cette excédence et procéder à une inspection du moteur, si l'inspection n'est pas satisfaisante ; remplacer le moteur et on fait la confirmation de réparation. Si c'est le contraire, on procède à un BITE du EEC. Si on trouve les messages d'entretien ; on fait les actions correctives pour les composants reliés à ces messages et on fait la confirmation de réparation. Si c'est le cas contraire ; on doit contrôler le système d'air du moteur. Si on trouve des problèmes on répare et on remplace les composants si nécessaire. S'il n'y a pas de problème, on contrôle les ailettes du compresseur à l'aide d'une inspection boroscopique.

Si on trouve un endommagement qui dépasse les limites ; on remplace le moteur. Si non ; on procède à une confirmation de réparation.

CONCLUSION

CONCLUSION

A l'issue de ce modeste travail on a pris connaissance :

- Des différents modules et composants du CFM 56-7B.
- Le fonctionnement du turbo fan CFM 56-7B.
- Du système de contrôle et de surveillance du moteur, ce dernier étant équipé moment.
- Le système d'unité d'écran de contrôle de l'avion (CDU) qui :
 - ❖ Fournit à l'équipage une assistance opérationnelle pour des situations normales et anormales des systèmes avions.
 - ❖ Améliore le confort de l'équipage en éliminant la nécessité de scruter fréquemment les différents panneaux.
 - ❖ Diminue de façon notable le travail mental de l'équipage en lui fournissant une analyse profonde des pannes, l'orientation des mesures correctives, un besoin minimum de se référer à des procédures écrites ou à la lecture d'un manuel et enfin une meilleure compréhension de la configuration avion ou système après une panne.
- Le système d'unité d'écran de contrôle du moteur CFM56-7B étant d'une importance capitale pour le fonctionnement et le suivi du moteur.
- Cette petite expérience nous a permis d'améliorer nos connaissances théoriques et de nous préparer pour une vie professionnelle dans le domaine de maintenance Aéronautique.

BIBLIOGRAPHIE

- ❖ Site internet : (www.CFM56.com)
- ❖ Line and Base Maintenance CFM56-7B (CD)
- ❖ Cours de technologie des moteurs.
- ❖ Cours de maintenance et de recherche de panne.